



Università degli Studi di Pisa

Dipartimento di Ingegneria dell'Informazione

---

Scuola di Ingegneria

TESI DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA ROBOTICA E DELL'AUTOMAZIONE

# **SICUREZZA NEL PILOTAGGIO REMOTO DI MULTIROTORI**

AUSILI VISIVI ED ANALISI DEI GUASTI

Candidato:  
Claudio MURA

Relatori:  
Prof. Lorenzo POLLINI  
Prof. Mario INNOCENTI





## **RINGRAZIAMENTI**

---

Desidero ringraziare tutti coloro che hanno contribuito alla stesura di questa tesi, attraverso suggerimenti, osservazioni e critiche.

Ringrazio il Prof. Lorenzo Pollini, Relatore, ed il Prof. Mario Innocenti, Corelatore, che mi hanno guidato, con suggerimenti e critiche, verso lo sviluppo ed il perfezionamento del presente lavoro di tesi.

Ringrazio i colleghi del Laboratorio di Automazione della Scuola di Ingegneria dell'Università di Pisa, per il tempo speso a leggere e discutere con me la bozza della tesi.

## SOMMARIO

Vista la costante crescita nell'interesse di velivoli a pilotaggio remoto (SAPR) anche da parte di piloti non esperti, nasce spontanea l'idea di fornire un supporto visivo che ne permetta l'utilizzo in maggiore sicurezza anche in previsione di quelli che possono essere i più comuni guasti. Il lavoro di Tesi presentato si basa appunto sullo studio e sullo sviluppo di un tale sistema di ausilio visivo. Al fine del raggiungimento dell'obiettivo, in una prima parte è stata studiata la dinamica ed il controllo alla base di un multirottore, con particolare riferimento al quadrirotore Icaro II sviluppato presso la Scuola di Ingegneria dell'Università di Pisa. Successivamente, sono stati analizzati i possibili guasti derivanti dal pilotaggio di un tale velivolo al fine di prevederne le traiettorie ed i punti di impatto. Inoltre, dato il recente sviluppo di sistemi di sicurezza per droni quali il paracadute, è stato studiato come questo potesse influenzare le previsioni effettuate sui punti di impatto, in particolare nel caso in cui si dovesse operare in presenza di un forte vento, proponendo una semplice soluzione al suo utilizzo in tali situazioni. Infine, il sistema di ausilio visivo proposto, denominato *Safety Fence*, è stato implementato e testato, dapprima in un ambiente simulato e, successivamente, su di un sistema reale.

## ABSTRACT

Looking the steady growth in the interest of unmanned aircraft vehicle (UAV) even by inexperienced pilots, arises the idea of providing a visual aid that allows their use in safety, also in view of what may be the most common faults. The thesis is focused on the study and on development of a visual aid for these systems. In order to achieve the objective, in a first part we have studied the dynamic and the control of a multicopter vehicle with a particular reference at the Icaro II vehicle developed at the Engineering School of the University of Pisa. Subsequently, the common failures that come from the remote control of these vehicles were analyzed in order to obtain an estimate of trajectories and impact points. Looking at the recent developments on security system for drones, like parachute, we have studied how this system can influence the predicted impact points. In particular, we have studied the influence of the parachute in a flight with high wind. We also have proposed a solution for the use of the parachute in these critical situations. Finally, we have implemented and tested the proposed visual aid, named *Safety Fence*. Our visual aid has been tested first in a virtual environment and after in a real system.

# Indice

<b>INTRODUZIONE</b>	<b>1</b>
<b>1 AUSILI VISIVI AL PILOTA</b>	<b>4</b>
1.1 STATO DELL'ARTE . . . . .	4
1.2 SAFETY FENCE . . . . .	6
1.2.1 Funzionalità . . . . .	8
<b>2 PREDIZIONE DELLE TRAIETTORIE</b>	<b>11</b>
2.1 POSSIBILI GUASTI . . . . .	13
2.2 MODELLO DRONE . . . . .	15
2.3 ANALISI NOMINALE . . . . .	17
2.3.1 Modello Nominale . . . . .	17
2.3.2 Risultati Simulazioni Nominali . . . . .	20
2.4 ANALISI AERODINAMICA . . . . .	27
2.4.1 Modello Aerodinamico . . . . .	28
2.4.2 Risultati Simulazioni Aerodinamiche . . . . .	33
2.5 AVARIA MOTORE . . . . .	42
2.5.1 Simulatore Drone . . . . .	42
2.5.2 Risultati Simulazioni Avaria Motore . . . . .	45
<b>3 SISTEMI DI SICUREZZA PER DRONI</b>	<b>54</b>
3.1 MODELLO PARACADUTE . . . . .	56
3.2 RISULTATI SIMULAZIONI . . . . .	61
3.2.1 Assenza del Vento . . . . .	62
3.2.2 Vento Longitudinale . . . . .	67
3.3 APERTURA PARACADUTE . . . . .	70
3.3.1 Apertura Controllata in Assenza di Vento . . . . .	71
3.3.2 Apertura Controllata con Vento Longitudinale . . . . .	73
<b>4 ICARO II QUADROTOR</b>	<b>78</b>
4.1 COMPONENTI HARDWARE . . . . .	78
4.2 STRUTTURA SOFTWARE . . . . .	81
<b>5 ESPERIMENTI SAFETY FENCE</b>	<b>83</b>
<b>CONCLUSIONI</b>	<b>89</b>
<b>BIBLIOGRAFIA</b>	<b>90</b>
<b>APPENDICE A</b>	<b>92</b>

# Elenco delle figure

FIGURA: 1	UAV RQ-4 GLOABL HAWK . . . . .	1
FIGURA: 2	DJI PHANTOM 2 VISION+ . . . . .	2
FIGURA: 3	PARROT AR.DRONE 1.0 . . . . .	2
FIGURA: 1.1	ACQUISIZIONE IMMAGINE DA UN <i>UAV</i> SVILUPPATO DALLA <i>Intelli- genia DYNAMICS</i> PER LA SUPERVISIONE DI UN INCENDIO . . . . .	5
FIGURA: 1.2	ACQUISIZIONE DA UNN CAMERA TERMICA POSTA SUL DRONE PHAN- TOM 2 VISION+ DELLA DJI . . . . .	5
FIGURA: 1.3	ESEMPIO DI APPLICAZIONE DEL SISTEMA DI SICUREZZA VIRTUALE PROPOSTO . . . . .	6
FIGURA: 1.4	APPLICAZIONE DELLA SAFETY FENCE IN AMBIENTE RICOSTRUITO TRAMITE GOOGLE EARTH, CON VISIONE IN PRIMA PERSONA DAL VEICOLO . . .	7
FIGURA: 1.5	FUTABA 9C, RADIO PER IL CONTROLLO REMOTO UTILIZZATA PER TEST IN AMBIENTE VIRTUALE E REALE . . . . .	8
FIGURA: 1.6	SCHEMA A BLOCCHI UTILIZZATO PER LA VALIDAZIONE DELLA SA- FETY FENCE PROPOSTA . . . . .	8
FIGURA: 1.7	DIAGRAMMA DELLE FORZE SU UN DRONE IN CASO DI VIRATA . . .	9
FIGURA: 2.1	ESEMPIO DI AREA IN CUI EFFETTUARE DELLE OPERAZIONI, PIAZZA DEI MIRACOLI, PISA . . . . .	11
FIGURA: 2.2	PROBLEMA DURANTE L'ESECUZIONE DI UN OPERAZIONE IN PROS- SIMITÀ DEI BORDI DELLA ZONA AMMISSIBILE AL VOLO . . . . .	12
FIGURA: 2.3	PROBLEMA DURANTE L'ESECUZIONE DI UN OPERAZIONE IN PROS- SIMITÀ DEI BORDI DELLA ZONA AMMISSIBILE AL VOLO CON AREA DI BUFFER .	12
FIGURA: 2.4	DISPOSIZIONE FRAME INERZIALE ED ASSI CORPO PER UN DRONE QUADRIROTORE . . . . .	15
FIGURA: 2.5	CLASSICHE CONFIGURAZIONI DI VOLO PER UN QUADRICOTTERO . .	16
FIGURA: 2.6	SCENARIO IPOTIZZATO PER LO STUDIO DEL PUNTO DI IMPATTO . . .	18
FIGURA: 2.7	CURVE DI LIVELLO A) DELLA GITTATA MASSIMA E B) DEL CORRI- SPONDENTE ANGOLO DI BECCHEGGIO, AL VARIARE DEI PARAMETRI $[h_0, v_0]$ PER IL MODELLO NOMINALE . . . . .	21
FIGURA: 2.8	ESEMPIO DI VALUTAZIONE, PER IL MODELLO NOMINALE, DELLA GITTATA MASSIMA IN BASE AI VALORI CONSIDERATI PER I PARAMETRI $[\beta, \sigma]$ .	22
FIGURA: 2.9	ANDAMENTO DELL'ANGOLO DI BECCHEGGIO, CHE FORNISCE LA GITTATA MASSIMA, AL VARIARE A) DEL PARAMETRO $\beta$ MANTENENDO CO- STANTE $\sigma$ E B) DEL PARAMETRO $\sigma$ MANTENENDO COSTANTE $\beta$ . . . . .	23
FIGURA: 2.10	MOTO BALISTICO DI UN CORPO LANCIATO DAL PUNTO $[0, 0]^T$ CON VELOCITÀ INIZIALE $v_0$ . . . . .	25

FIGURA: 2.11 ISTOGRAMMA DELLA GITTATA IN FUNZIONE DI UNA DISTRIBUZIONE UNIFORME DELL'ANGOLO DI BECCHEGGIO $\theta$ , PER $h_0 = 10m$ (BLU), $h_0 = 50m$ (VERDE) E $h_0 = 100m$ (ROSSO) . . . . .	26
FIGURA: 2.12 PUNTI DI IMPATTO AL VARIARE DELL'ANGOLO DI BECCHEGGIO PER A) CASO NOMINALE E B) CASO AERODINAMICO, PER UNA QUOTA INIZIALE PARI A $h_0 = 50m$ . . . . .	27
FIGURA: 2.13 DISPOSIZIONE DEI VETTORI DI PORTANZA (L) E RESISTENZA (D) IN UN PROFILO ALARE (PIANO CONVESSO) . . . . .	28
FIGURA: 2.14 ANDAMENTO DEL COEFFICIENTE DI RESISTENZA $C_D$ IN FUNZIONE DEL NUMERO DI REYNOLDS PER UN CORPO SFERICO . . . . .	29
FIGURA: 2.15 FORZE DI PORTANZA (L) E RESISTENZA (D) GENERATE SU UNA PALA ROTANTE . . . . .	30
FIGURA: 2.16 FORZE GENERATE PER EFFETTI AERODINAMICI SU DI UNA PALA . . . . .	30
FIGURA: 2.17 A) VALUTAZIONE FUNZIONE CONTINUA PER PASSI DISCRETI $t_i$ E B) VALUTAZIONE DELLA SUA DERIVATA NUMERICA $\dot{f}(t)$ . . . . .	33
FIGURA: 2.18 MODELLO SIMULINK SVILUPPATO PER LO STUDIO AERODINAMICO DEL PUNTO DI IMPATTO . . . . .	34
FIGURA: 2.19 CURVE DI LIVELLO A) DELLA GITTATA MASSIMA E B) DEL CORRISPONDENTE ANGOLO DI BECCHEGGIO, AL VARIARE DEI PARAMETRI $[h_0, v_0]$ PER IL MODELLO AERODINAMICO . . . . .	35
FIGURA: 2.20 ANDAMENTO A) DELL'ACCELERAZIONE E B) DELLA VELOCITÀ, LUNGO L'ASSE VERTICALE PER $h_0 = 40m$ , IN PRESENZA DELLE FORZE AERODINAMICHE . . . . .	36
FIGURA: 2.21 ESEMPIO DI VALUTAZIONE DELLA GITTATA MASSIMA PER IL MODELLO AERODINAMICO . . . . .	36
FIGURA: 2.22 CONFRONTO DELL'ANDAMENTO DELL'ANGOLO DI BECCHEGGIO $\theta$ AL VARIARE DEI PARAMETRI $[\beta, \sigma]$ . . . . .	37
FIGURA: 2.23 CURVE DI LIVELLO PER LA GITTATA ED IL CORRISPONDENTE ANGOLO $\theta$ OTTENUTE CON IL MODELLO NOMINALE (ROSSO) E PER IL MODELLO AERODINAMICO (VERDE) IN FUNZIONE DEI PARAMETRI $[\beta, \sigma]$ . . . . .	38
FIGURA: 2.24 CONFRONTO TRA GITTATA ED ANGOLO $\theta$ TRA IL MODELLO NOMINALE (ROSSO) ED IL MODELLO AERODINAMICO (VERDE), FISSATI I PARAMETRI $[\beta, \sigma]$ . . . . .	38
FIGURA: 2.25 CONFRONTO DEI PARAMETRI $\beta$ E $\sigma$ PER IL MODELLO NOMINALE (ROSSO) ED IL MODELLO AERODINAMICO (VERDE), FISSATO IL VALORE DI GITTATA $X_{dist}$ . . . . .	39
FIGURA: 2.26 ISTOGRAMMA DELLA GITTATA IN FUNZIONE DI UNA DISTRIBUZIONE UNIFORME DELL'ANGOLO DI BECCHEGGIO $\theta$ , PER $h_0 = 10m$ (BLU), $h_0 = 50m$ (VERDE) E $h_0 = 100m$ (ROSSO) . . . . .	40
FIGURA: 2.27 ISTOGRAMMA DELLA GITTATA IN FUNZIONE DI UNA DISTRIBUZIONE UNIFORME DELL'ANGOLO DI BECCHEGGIO $\theta$ , MODELLO NOMINALE (BLU) E MODELLO AERODINAMICO (ROSSO), PER LE 3 DIFFERENTI QUOTE INIZIALI, $10m$ , $50m$ E $100m$ . . . . .	41
FIGURA: 2.28 SCHEMA A BLOCCHI DEL SIMULATORE DEL DRONE REALIZZATO . . . . .	42
FIGURA: 2.29 SCHEMA DEL SIMULATORE REALIZZATO IN AMBIENTE MATLAB/SIMULINK, A) INTERO SISTEMA E B) STRUTTURA INTERNA DEL BLOCCO QUADROTOR MODEL . . . . .	43

FIGURA: 2.30 REALIZZAZIONE DELL'AVARIA DI UN MOTORE PER LE SIMULAZIONI IN AMBIENTE MATLAB/SIMULINK . . . . .	44
FIGURA: 2.31 POSIZIONE DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ A SEGUITO DI UN GUASTO AL TEMPO $t_{fault} = 20[s]$ SUL MOTORE 1 (BLU), MOTORE 2 (AZZURRO), MOTORE 3 (ROSSO), MOTORE 4 (MAGENTA) . . . . .	44
FIGURA: 2.32 NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ DEL DRONE A SEGUITO DI UN GUASTO AL TEMPO $t_{fault} = 20[s]$ SUL MOTORE 1 (BLU), MOTORE 2 (AZZURRO), MOTORE 3 (ROSSO), MOTORE 4 (MAGENTA) . . . . .	45
FIGURA: 2.33 POSIZIONE DEL DRONE NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ IN CASO DI AVARIA SUL MOTORE 1 (BLU) E SUL MOTORE 2 (ROSSO) . . . . .	46
FIGURA: 2.34 VELOCITÀ DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ IN CASO DI AVARIA SUL MOTORE 1 (BLU) E SUL MOTORE 2 (ROSSO) . . . . .	47
FIGURA: 2.35 NORMA DELLA DISTANZA E DELLA VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ IN CASO DI AVARIA SUL MOTORE 1 (BLU) E SUL MOTORE 2 (ROSSO) . . . . .	48
FIGURA: 2.36 DIFFERENZA TRA LA POSIZIONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ ASSUNTA UN Istante PRIMA DEL VERIFICARSI DEL GUASTO E LA POSIZIONE ASSUNTA DOPO UN TEMPO $\tau$ AL VARIARE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , PER AVARIA SUL MOTORE 1 (BLU) E SUL MOTORE (ROSSO) . . . . .	48
FIGURA: 2.37 NORMA DEL VETTORE POSIZIONE NEL PIANO $(x,y)$ PER UN GUASTO SUL MOTORE 1 (BLU) E SUL MOTORE 2 (ROSSO) NEL CASO IN CUI NON SI LASCI AGIRE IL CONTROLLORE (A) OPPURE LO SI LASCI AGIRE PER UN TEMPO $\tau = 1[s]$ (B) . . . . .	49
FIGURA: 2.38 POSIZIONI LUNGO I TRE ASSI $(x,y,z)$ PER $F_{max} = 10N$ (BLU) E $F_{max} = 4.9N$ (ROSSO) . . . . .	51
FIGURA: 2.39 ANDAMENTO DELLE VELOCITÀ LUNGO I TRE ASSI $(x,y,z)$ PER $F_{max} = 4.9N$ (BLU) E $F_{max} = 10.0N$ (ROSSO) . . . . .	51
FIGURA: 2.40 NORMA DELLA DISTANZA E DELLA VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ PER $F_{max} = 10N$ (BLU) E $F_{max} = 4.9N$ (ROSSO) . . . . .	52
FIGURA: 2.41 FORZE AI MOTORI ATTUATE (BLU) E RICHIESTE DAL CONTROLLO (VERDE), PER $F_{max} = 10N$ . . . . .	52
FIGURA: 2.42 FORZE AI MOTORI ATTUATE (BLU) E RICHIESTE DAL CONTROLLO (VERDE), PER $F_{max} = 4.9N$ . . . . .	53
FIGURA: 3.1 (A) SISTEMA DI PARACADUTE SVILUPPATO DALLA M.A.R.S. E (B) SISTEMA DI ESPULSIONE DEL PARACADUTE SVILUPPATO DALLA SKYCAT . . . . .	54
FIGURA: 3.2 ESEMPIO DI CADUTA DI UN UAV CON PARACADUTE SVILUPPATO DALLA OPALE . . . . .	55
FIGURA: 3.3 TIPICHE FORME DI PARACADUTE REALIZZATE A) AD ALA E B) A CALOTTA . . . . .	56
FIGURA: 3.4 SISTEMA DRONE PIÙ PARACADUTE . . . . .	57
FIGURA: 3.5 DECOMPOSIZIONE FORZE AERODINAMICHE GENERATE DALLA PRESENZA DEL PARACADUTE IN ASSI AERODINAMICI $[\vec{L}, \vec{D}]$ ED IN ASSI CORPO $[\vec{N}, \vec{A}]$ . . . . .	58
FIGURA: 3.6 MODELLO REALIZZATO PER LA SIMULAZIONE DEL PUNTO DI IMPATTO CON PARACADUTE . . . . .	60

FIGURA: 3.7	POSIZIONE DEL DRONE NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	62
FIGURA: 3.8	VELOCITÀ DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ IN ASSENZA DI VENTO, SENZA PARACADUTE (BLU) E CON PARACADUTE (ROSSO) . . . . .	63
FIGURA: 3.9	NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	63
FIGURA: 3.10	ASSETTO DEL DRONE AL MOMENTO DELL'IMPATTO IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	64
FIGURA: 3.11	POSIZIONE DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ PER DIFFERENTI TEMPI DI APERTURA DEL PARACADUTE, $t_1$ (BLU), $t_2$ (ROSSO) . . . . .	65
FIGURA: 3.12	VELOCITÀ DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ PER DIFFERENTI TEMPI DI APERTURA DEL PARACADUTE, $t_1$ (BLU), $t_2$ (ROSSO) . . . . .	65
FIGURA: 3.13	NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ DEL DRONE NEL PIANO $(x,y)$ PER DIFFERENTI TEMPI DI APERTURA DEL PARACADUTE, $t_1$ (BLU), $t_2$ (ROSSO) . . . . .	66
FIGURA: 3.14	FORZA APPLICATA DAL PARACADUTE LUNGO L'ASSE CORPO $z$ DURANTE LA CADUTA PER DIFFERENTI TEMPI DI APERTURA, $t_1$ (BLU), $t_2$ (ROSSO) . . . . .	66
FIGURA: 3.15	NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ PER CONTROLLORE DI POSIZIONE PD (BLU) E CONTROLLORE PID (ROSSO), PER UN GUASTO SUL MOTORE 1 ALL'ISTANTE $t_{fault} = 20sec$ IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	67
FIGURA: 3.16	POSIZIONE DEL DRONE NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	68
FIGURA: 3.17	VELOCITÀ LUNGO GLI ASSI $(x,y)$ DEL DRONE E VELOCITÀ DI IMPATTO $z$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	68
FIGURA: 3.18	NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ DEL DRONE NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ , IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	69
FIGURA: 3.19	POSIZIONE DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ SENZA PARACADUTE (BLU), APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	71
FIGURA: 3.20	VELOCITÀ DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ SENZA PARACADUTE (BLU), APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	71
FIGURA: 3.21	NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ SENZA PARACADUTE (BLU), APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	72
FIGURA: 3.22	FORZA APPLICATA DAL PARACADUTE LUNGO L'ASSE CORPO $z$ DURANTE LA CADUTA PER APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN ASSENZA DI VENTO . . . . .	73
FIGURA: 3.23	POSIZIONE DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ SENZA PARACADUTE (BLU), APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	74
FIGURA: 3.24	VELOCITÀ DEL DRONE LUNGO GLI ASSI $(x,y,z)$ SENZA PARACADUTE (BLU), APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	74
FIGURA: 3.25	NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ SENZA PARACADUTE (BLU), APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	75

FIGURA: 3.26 FORZA APPLICATA DAL PARACADUTE LUNGO L'ASSE CORPO $z$ DURANTE LA CADUTA PER APERTURA STANDARD (VERDE) E APERTURA PROPOSTA (ROSSO), IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	76
FIGURA: 3.27 NORMA DEL VETTORE POSIZIONE E VELOCITÀ NEL PIANO $(x,y)$ IN FUNZIONE DELLA QUOTA INIZIALE $h_0$ IN PRESENZA DI VENTO, SENZA PARACADUTE (BLU), CON APERTURA STANDARD $\Delta t_{open} = 1.5[s]$ (VERDE) E CON APERTURA PROPOSTA $t_{open} = f(h(t))$ (ROSSO) . . . . .	77
FIGURA: 4.1 PARTE DELL'ELETTRONICA E SENSORISTICA A BORDO DEL DRONE ICARO II . . . . .	79
FIGURA: 4.2 STRUTTURA DELL'ELETTRONICA A BORDO DEL DRONE ICARO II . . . . .	79
FIGURA: 4.3 BRACCIO CHE COLLEGA UNO DEI 4 MOTORI AL CORPO CENTRALE DEL DRONE . . . . .	80
FIGURA: 4.4 FIRMWARE ICARO II REALIZZATO PRESSO LA SCUOLA DI INGEGNERIA DELL'UNIVERSITÀ DI PISA, DIPARTIMENTO DELL'INFORMAZIONE . . . . .	81
FIGURA: 4.5 CONTROLLORE DI ASSETTO IMPLEMENTATO SUL FIRMWARE ICARO II, A) FORMA GENERALE E B) STRUTTURA DEI SINGOLI PID . . . . .	82
FIGURA: 4.6 SISTEMA COMPLETO SVILUPPATO . . . . .	82
FIGURA: 5.1 AREA SELEZIONATA PER EFFETTUARE L'OPERAZIONE DI TEST DEL SISTEMA DI SICUREZZA PROPOSTO . . . . .	83
FIGURA: 5.2 SELEZIONE DELL'AREA DI INTERESSE E DEFINIZIONE DEI LIMITI SULLE <i>no-fly zone</i> , AREA DEDICATA ALL'OPERAZIONE (BLU) ED OBIETTIVO DELLA MISSIONE (ROSSO) . . . . .	84
FIGURA: 5.3 TRAIETTORIE ESEGUITE DAL PILOTA IN ASSENZA DI <i>safety fence</i> (ROSSO), CON <i>safety fence</i> ATTIVO PER BASSA (ARANCIO) ED ALTA (MAGENTA) QUOTA . . . . .	84
FIGURA: 5.4 DISTANZA DALLA FENCE PER OPERAZIONI A BASSA QUOTA (GIALLA), PER OPERAZIONI AD ALTA QUOTA (VERDE) ED AREA NON ADIBITA AL VOLO INTERESSATA SENZA L'AUSILIO DEL SISTEMA PROPOSTO (ARANCIO) . . . . .	85
FIGURA: 5.5 OPERAZIONE IN COMPLETA SICUREZZA, COLORAZIONE FENCE GIALLA CON SFONDO CHIARO . . . . .	85
FIGURA: 5.6 OPERAZIONE IN PROSSIMITÀ DELLA FENCE PER BASSA QUOTA (A) E PER ALTA QUOTA (B) . . . . .	86
FIGURA: 5.7 MANOVRA PER RIPORTARE IL VELIVOLO IN UNA CONDIZIONE DI SICUREZZA, COME SUGGERITO DAL SISTEMA PROPOSTO . . . . .	87
FIGURA: 5.8 STATO DELLA FENCE PER VOLO STAZIONARIO A BASSA QUOTA (A), QUOTA INTERMEDIA (B) ED ALTA QUOTA (C) . . . . .	87
FIGURA: 5.9 CAMPO SPORTIVO PISA, ZONA DI OPERAZIONE IDENTIFICATA (A), TRAIETTORIA VOLO 1 (B), TRAIETTORIA VOLO 2 (C), TRAIETTORIA VOLO 3 (D) . . . . .	88
FIGURA: 5.10 ACQUISIZIONE VIDEO DELLA REALTÀ VIRTUALE IN CUI VIENE IMPLEMENTATO IL SISTEMA DI AUSILIO PROPOSTO ED ACQUISIZIONE VIDEO DALLA ONBOARD CAMERA DEL DRONE, CASO IN CUI IL SISTEMA FORNISCE UN PRIMO WARNING AL PILOTA (A-FENCE GIALLA) E CASO IN CUI IL SISTEMA INFORMA IL PILOTA SULLA COMPLETA SICUREZZA DELLE SUE OPERAZIONI (B-FENCE VERDE) . . . . .	88



# Elenco delle tabelle

TABELLA: 2.1 CARATTERISTICHE FISICHE DEL DRONE CONSIDERATE DURANTE LA FASE DI ANALISI DEL CASO PEGGIORE E L'ANALISI PROBABILISTICA . . . .	20
TABELLA: 2.2 VALORI ASSUNTI DAI PARAMETRI DIMENSIONALI $[h_0, v_0, \theta]$ E DA QUELLI ADIMENSIONALI $[\beta, \sigma]$ , DURANTE LE SIMULAZIONI PER IL CASO NOMINALE . . . . .	20
TABELLA: 2.3 VALORI CONSIDERATI DI QUOTA INIZIALE $h_0$ E DI ANGOLO DI BECCHEGGIO $\theta$ PER L'ANALISI PROBABILISTIA . . . . .	25
TABELLA: 2.4 VALORI ASSUNTI DAI PARAMETRI DIMENSIONALI $[h_0, v_0, \theta]$ E DA QUELLI ADIMENSIONALI $[\beta, \sigma]$ , DURANTE LE SIMULAZIONI PER IL CASO AERODINAMICO . . . . .	34
TABELLA: 2.5 VALORI DI QUOTA INIZIALE $h_0$ CONSIDERATI PER LE SIMULAZIONI NEL CASO DI AVARIA DI UN MOTORE . . . . .	45
TABELLA: 2.6 CARATTERISTICHE FISICHE DEL DRONE CONSIDERATE PER LA FASE DI ANALISI DELL'AVARIA DI UN MOTORE . . . . .	46
TABELLA: 2.7 VARIAZIONE DELLA POSIZIONE LUNGO GLI ASSI $(x, y, z)$ . . . . .	49
TABELLA: 2.8 CARATTERISTICHE FISICHE DEL DRONE E VALORE DEI PARAMETRI CONSIDERATI PER L'ANALISI COMPLETA SULL'AVARIA DI UN MOTORE A QUOTA $h_0$ FISSA . . . . .	50
TABELLA: 3.1 CARATTERISTICHE FISICHE DEL PARACADUTE RESCUE 1.8 DELLA OPALE PARAMODELS . . . . .	59
TABELLA: 3.2 VELOCITÀ ED ENERGIA DI IMPATTO IN FUNZIONE AL PESO DEL DRONE PER RESCUE 1.8 OPALE PARAMODELS . . . . .	59
TABELLA: 3.3 CARATTERISTICHE FISICHE DEL DRONE CONSIDERATE DURANTE LA FASE DI ANALISI PER IL SISTEMA DI SICUREZZA . . . . .	61
TABELLA: 3.4 VALORI DI QUOTA INIZIALE $h_0$ E VELOCITÀ DEL VENTO $v_w$ CONSIDERATE PER LE SIMULAZIONI IN PRESENZA DEL PARACADUTE . . . . .	61
TABELLA: 3.5 TEMPI DI APERTURA DEL PARACADUTE E CARATTERISTICHE DEL DRONE CONSIDERATI . . . . .	64
TABELLA: 3.6 VALORI CONSIDERATI PER LE ANALISI SULLA SOLUZIONE PROPOSTA . . . . .	70
TABELLA: 3.7 TEMPO DI IMPATTO E DISTANZA PERCORSO PER I TRE CASI CONSIDERATI IN PRESENZA DI VENTO . . . . .	75
TABELLA: 4.1 CARATTERISTICHE DEL SENSORE DI PRESSIONE (BMP085), DEL MAGNETOMETRO (HMC5883) E DEGLI ACCELEROMETRI E GIROSCOPI (MPU9150), PRESENTI A BORDO DEL DRONE . . . . .	80

## INTRODUZIONE

Nati inizialmente per scopi puramente militari, i velivoli controllati via remota o meglio *Unmanned aerial vehicle* (UAV), cioè velivoli caratterizzati dall'assenza di piloti e/o equipaggio umano, il loro utilizzo si sta largamente sviluppando anche in ambito civile e nel settore amatoriale. Questo grazie, soprattutto, al forte sviluppo tecnologico avvenuto nell'ultimo decennio che ha portato principalmente ad un abbassamento dei costi di produzione di tali velivoli. In ambito militare il loro utilizzo spazia dalla semplice supervisione di zone critiche in cui, tali velivoli, vengono equipaggiati con sofisticati sensori di visione e ripresa, all'esecuzione di particolari missioni ritenute rischiose per un equipaggio umano, caso in cui vengono equipaggiati con armamenti. Un esempio di tale velivolo è riportato in Fig. 1. In particolare, quello riportato, è un *APR*, aeromobile a pilotaggio remoto, da ricognizione utilizzato dalla *U.S. Air Force*, sviluppato dalla *Northrop Grumman Corporation*.



**Figura 1:** UAV RQ-4 Global Hawk

In ambito civile gli *APR*, indicati più comunemente col termine drone, trovano la loro applicazione in svariate aree come, ad esempio :

- Monitoraggio ambientale (es. in aree colpite da terremoti e/o inondazioni);
- Operazioni di ricerca e salvataggio;
- Monitoraggio centrali termoelettriche ed impianti industriali;
- Ampliamento delle connessioni internet.

In particolare, per quanto riguarda l'ultimo punto, si ha un forte interessamento da parte di note aziende come *Google* e *Facebook*. Una delle aziende più all'avanguardia per quanto riguarda la produzione di droni per uso civile/amatoriale è la *DJI*, compagnia Cinese fondata nel 2006, divenuta famosa in particolare per la serie di droni *Phantom*, Fig. 2.



**Figura 2:** DJI Phantom 2 Vision+

Oltre a produrre droni pronti all'uso, la *DJI*, fornisce anche diverse componentistiche al fine di poterne sviluppare uno in maniera autonoma. Altra compagnia, nota per la produzione di droni più accessibili per i principianti, è la Francese *Parrot*, che nel 2010 sviluppa la prima versione del noto *AR.Drone*, Fig. 3, che ha riscosso particolare successo anche grazie al fatto di poter essere controllato tramite dispositivi *iOS* ed *Android*.



**Figura 3:** Parrot AR.Drone 1.0

La crescente presenza dei droni in ambito civile, ha portato l'ENAC Ente Nazionale per l'Aviazione Civile ad emanare un regolamento [1], di cui la prima edizione il 16.12.2013 ed una seconda il 16.07.2015, in cui vengono definiti i livelli di sicurezza in funzione delle diverse tipologie di operazioni condotte con l'utilizzo dei SAPR (Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto). In particolare, per quello che concerne la maggior parte dei droni in commercio e quindi ad uso civile amatoriale che dispongono di una massa operativa al decollo inferiore a 25Kg, il regolamento [1] definisce, in Sezione II Art. 8, i requisiti da rispettare per l'impiego dei SAPR. Inoltre, sempre in [1], viene indicato come tali sistemi possano essere utilizzati solo da persone in possesso di un appropriato riconoscimento di competenza, come specificato in Sezione IV Art. 20. Tutte le considerazioni finora esposte hanno portato allo sviluppo di un progetto, oggetto del seguente lavoro di tesi, atto a fornire un supporto visivo ai piloti di tali sistemi che permetta di delimitare, almeno virtualmente, le zone *No-Fly* o comunque l'area entro la quale si intende operare e permettere quindi il controllo in remoto di tali sistemi più sicuro e controllato. Inoltre se si considera che, al momento dell'acquisto di un drone commerciale e, come stabilito dall'ENAC, che questo possa essere utilizzato in aree non popolate ed ad una distanza di almeno 8Km da un aeroporto, senza la necessità di disporre di un attestato di competenza, un sistema di sicurezza visto come un muro virtuale che delimiti le zone di volo, introdotto in [2] esaminato ed ampliato durante questo lavoro

di tesi, assume un maggiore rilievo permettendo di avere un controllo visivo del velivolo più accurato.

I capitoli successivi sono stati strutturati come di seguito. Nel Capitolo 1 vengono esaminati i principali sistemi di supporto visivo sviluppati di recente per l'ausilio al pilotaggio remoto di un velivolo e viene introdotto il sistema proposto. Nel Capitolo 2 viene presentata l'analisi svolta, al fine di predire le possibili traiettorie di un velivolo, in funzione di alcune problematiche, ed eventuali guasti, che possano verificarsi durante l'utilizzo di tali sistemi. Nel Capitolo 3 viene presentato e studiato un sistema di sicurezza per ridurre i danni subiti in caso di caduta del velivolo. Infine, nel Capitolo 4, sono riportati i test effettuati dapprima su un sistema simulato e, successivamente, su di un veicolo reale al fine di validare il sistema di supporto visivo proposto nel seguente lavoro di Tesi.

**AUSILI VISIVI AL PILOTA**

Con il forte sviluppo e commercio che in questi ultimi anni, come precedentemente introdotto, è stato registrato dei velivoli a pilotaggio remoto, con particolare riferimento ai multirotori, nasce l'esigenza di fornire strumenti di supporto per il loro controllo sempre più specializzati al tipo di operazione che dovrà essere eseguita. Tali strumenti di supporto non intervengono in alcun modo sui comandi impartiti dal pilota verso il veicolo né, tantomeno, ne modificano la dinamica/controllo. Si può pensare a questi sistemi come uno strumento *passivo*, ad esempio visivo, che permetta al pilota di avere un riferimento sullo stato del veicolo, o comunque sullo stato dell'area entro la quale si trova, durante l'operazione che sta compiendo. Si tenga presente che, ad esempio in ambito militare, tali veicoli vengono utilizzati per sorvegliare zone ad alto rischio o difficoltose da raggiungere per l'uomo e, per questo, la distanza rispetto al pilota potrebbe risultare abbastanza elevata da non permetterne più la loro visione ad occhio nudo. Per questo motivo la maggior parte dei veicoli in commercio sono predisposti, o sono direttamente equipaggiati, per il montaggio di una camera. Per il controllo in remoto di un veicolo si dovrebbe disporre, dunque, di una radio per la comunicazione dei comandi e di un dispositivo che permetta la visualizzazione delle immagini acquisite attraverso la camera a bordo dello stesso. In questo modo si fornisce al pilota la possibilità di controllare il veicolo anche senza poterlo vedere ma prendendo a riferimento elementi visualizzati attraverso la camera, riconducibili alla realtà entro la quale si sta svolgendo la missione. In aggiunta a questo, è possibile equipaggiare i veicoli con camere particolari che forniscono informazioni aggiuntive alla semplice immagine, come ad esempio camere termiche. Inoltre, ultimamente, sulle immagini/video acquisiti in tempo reale dalla camera a bordo dei veicoli, vengono applicati elementi virtuali di particolare interesse per le operazioni da eseguire.

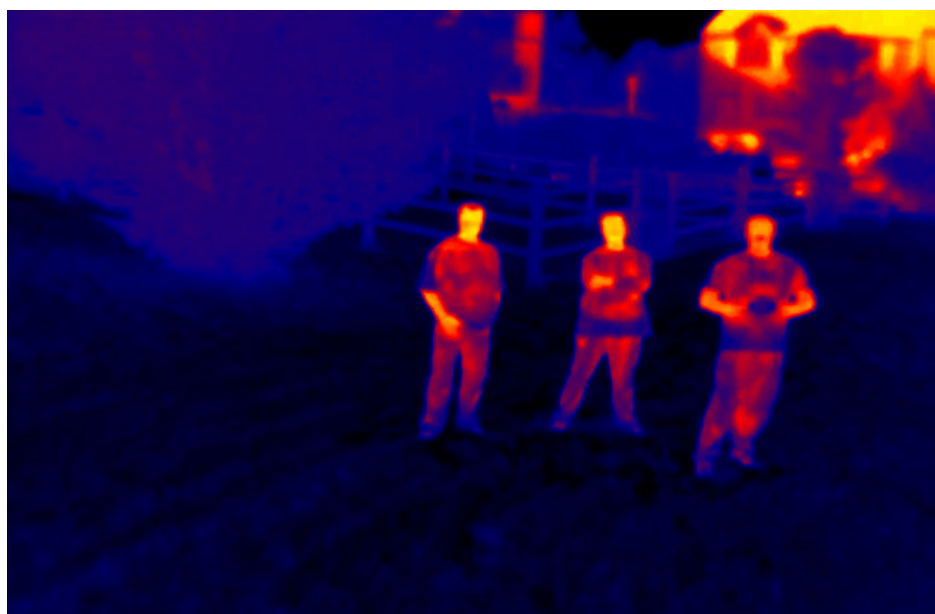
**1.1 Stato dell'Arte**

Lo sviluppo e lo studio di sistemi atti a fornire supporti visivi al pilota durante il controllo, in particolare remoto, di un veicolo rivestono in questi ultimi anni un ruolo fondamentale nella ricerca scientifica. In [3] viene presentato lo studio della pianificazione di traiettorie per piccoli UAV cooperanti in cui lo scenario è quello di monitorare lo stato di un incendio attraverso l'acquisizione di immagini provenienti, appunto, dalle camere infrarossi a bordo dei veicoli. In questo caso le informazioni di supporto, derivanti dalle camere equipaggiate sui veicoli, possono essere utilizzate al fine di pianificare gli opportuni interventi per poter contenere ed eliminare, appunto, l'incendio. La Fig. 1.1 riporta l'acquisizione di un'immagine da parte di un UAV utilizzato a tale scopo, sviluppato dalla compagnia spagnola *Intelligenza DYNAMICS* che mostra come, l'utilizzo di tali veicoli, permetta di essere aggiornati in tempo reale sullo stato dell'incendio e, quindi, attuare i dovuti interventi.



**Figura 1.1:** Acquisizione immagine da un *UAV* sviluppato dalla *Intelligenza DYNAMICS* per la supervisione di un incendio

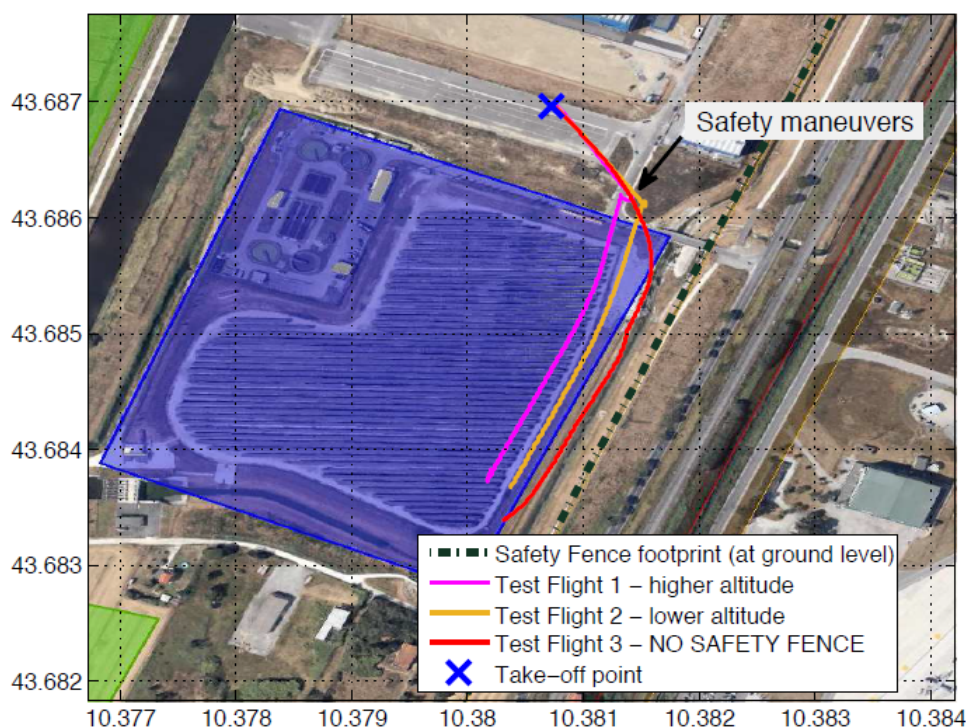
In particolare, in Fig. 1.1, è possibile notare come all'immagine acquisita tramite la camera posta sul drone, vengano applicate ulteriori informazioni come, ad esempio, le curve di livello che indicano le zone critiche in prossimità dell'incendio. Arricchire le informazioni derivanti dall'acquisizione di un'immagine attraverso la sovrapposizione di oggetti virtuali è definito realtà aumentata, dall'inglese *Augmented Reality* o brevemente *AR*. La realtà aumentata è un campo di ricerca scientifico/informatico che si pone come obiettivo lo studio e l'elaborazione di dati reali al fine di aumentare le informazioni disponibili, non percettibili dai sensi umani, attraverso oggetti virtuali. Suddetto campo è oggetto di parecchi studi e pubblicazioni scientifiche. In [4] la realtà aumentata viene utilizzata per lo sviluppo di un sistema di localizzazione di persone grazie a camere termiche poste su di un *UAV*, un esempio è riportato in Fig. 1.2.



**Figura 1.2:** Acquisizione da una camera termica posta sul drone Phantom 2 Vision+ della DJI



Sono presenti in letteratura parecchi altri lavori, come [5][6][7][2], che utilizzano la realtà aumentata per lo sviluppo di sistemi di monitoraggio/prevenzione o di supporto visivo per UAV. In particolare, nel presente lavoro di tesi, viene proposto e simulato un sistema di supporto visivo al pilota in cui, sulle immagini reali acquisite da una camera a bordo di un drone, vengono sovrapposte informazioni virtuali per permettere allo stesso una guida più sicura dal punto di vista delle zone adibite al volo e quelle non, dette anche *No-Fly Zone*. In Fig. 1.3 viene riportato un primo esempio, di quanto nei Capitoli successivi verrà ampiamente illustrato, di applicazione del supporto al pilotaggio remoto proposto.

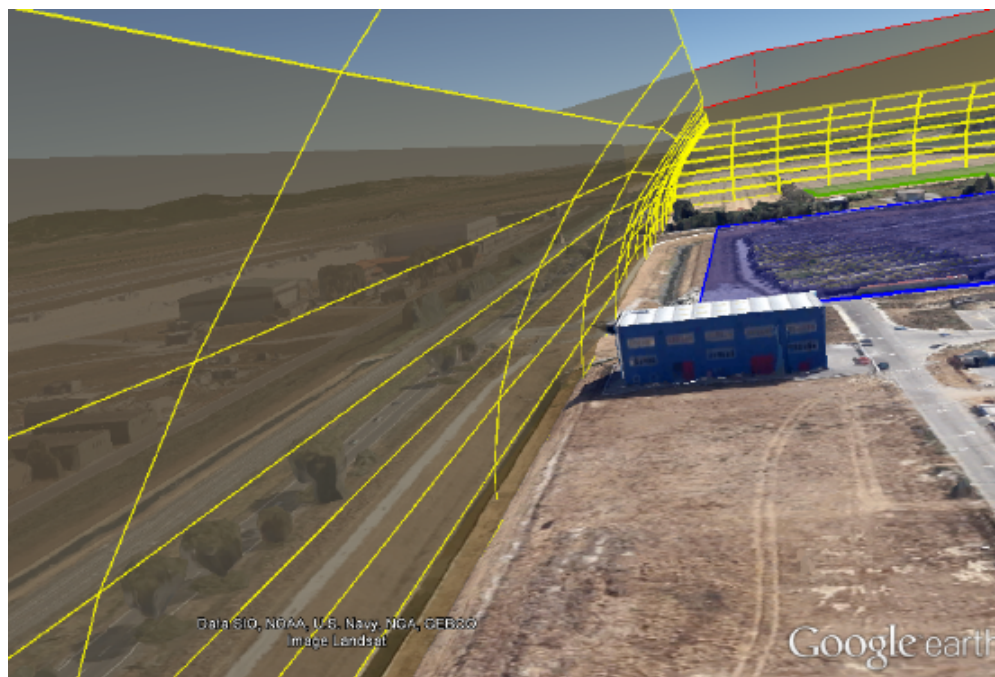


**Figura 1.3:** Esempio di applicazione del sistema di sicurezza virtuale proposto

## 1.2 Safety Fence

Come poco sopra illustrato, nel presente lavoro ed in [2], viene proposto ed analizzato un sistema di sicurezza che si pone l'obiettivo di fornire, al pilota, aiuti visivi per una percezione dei limiti sulle zone ammissibili per il volo in funzione dello stato del veicolo ed, in particolare, sulla previsione delle traiettorie a seguito del verificarsi di alcuni guasti. Tali informazioni riguardano la sovrapposizione, alle immagini reali acquisite tramite una camera a bordo del veicolo, di un muro virtuale, indicato col termine *Safety Fence* e da ora in avanti semplicemente come *fence*, che delimiti le zone adibite al volo. La particolarità del sistema proposto riguarda il fatto che la *fence* non sia costruita come un piano che delimiti l'area ma risulti sempre più curva per alte quote, questo permette di mantenere un margine di sicurezza sulla violazione della zona di volo. Inoltre, altro aspetto interessante di tale sistema, risiede nel fatto che questa vari il suo colore a seconda della distanza che il velivolo ha da essa, in modo da allertare più rapidamente il pilota. Ovviamente durante un'operazione di pilotaggio manuale, per questioni di sicurezza, il pilota deve poter sempre impartire al veicolo le manovre che reputa più corrette. Di conseguenza la *fence* fornisce un supporto visivo allo stesso e deve essere vista come un sistema che allerti il

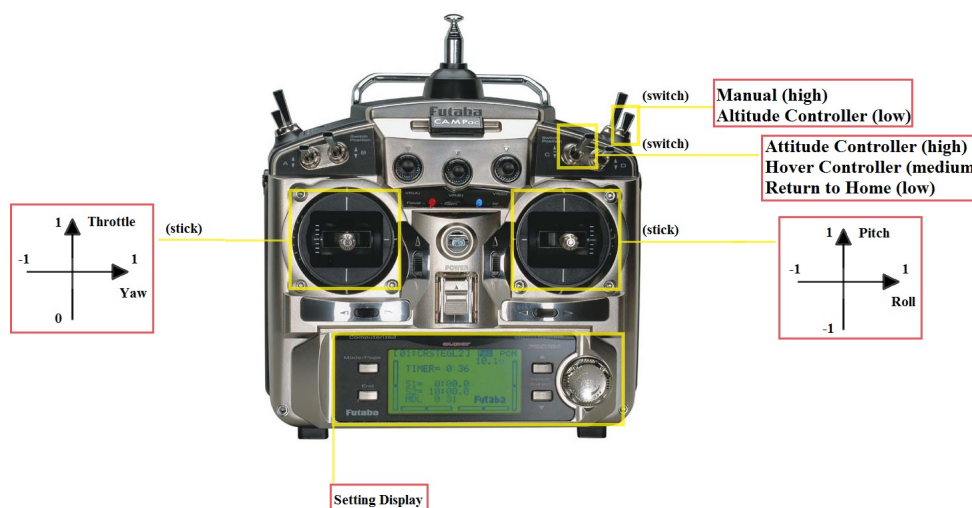
pilota sulla possibile violazione delle zone *No-Fly*, non andando a modificare i comandi da questo impartiti verso il veicolo. Dovendo tale *fence* dipendere dallo stato del veicolo per definizione, come successivamente mostrato e come riportato in [2], nasce spontaneo chiedersi dove questa debba essere posizionata al fine di garantire la sicurezza dell'operazione. Per rispondere a questo quesito, in [2], viene presentata un'analisi balistica semplificata che, in funzione di un problema sul sistema di controllo, fornisce i punti di impatto dello stesso al suolo. In funzione di tali punti viene dunque costruita e posizionata la *fence*. In Fig. 1.4 viene riportata un'immagine che illustra un esempio di applicazione del metodo proposto in un ambiente simulato attraverso l'ausilio del software *Google Earth*.



**Figura 1.4:** Applicazione della Safety Fence in ambiente ricostruito tramite Google Earth, con visione in prima persona dal veicolo

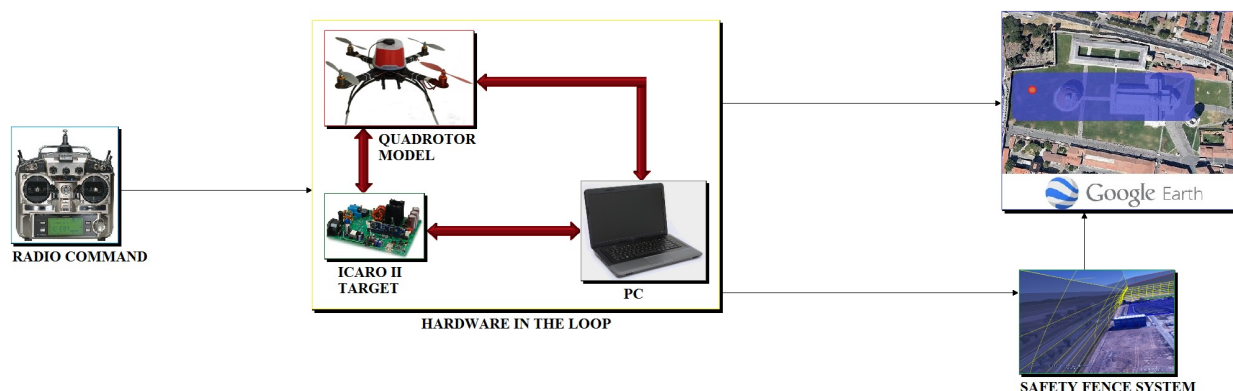
Dall'immagine di cui sopra è facile notare come la *fence* risulti curva man mano che si sale di quota. Questa curvatura permette di tenere informato il pilota sulla sicurezza delle manovre in modo da non oltrepassare i limiti imposti sulle zone di volo. Inoltre, come discusso poco sopra, la fence viene visualizzata inizialmente di colore giallo e questo varierà se il pilota si inizierà a spostarsi verso la zona limitata, fino a raggiungere la colorazione rossa indicante il limite oltre il quale, l'area delimitata, verrà violata. Come verrà ampiamente discusso nei Capitoli successivi, per poter tracciare in maniera preventiva il muro virtuale, il sistema proposto effettua una previsione sul punto in cui si troverà il veicolo in funzione di un vettore di stato,  $y = (r^T, V^T)^T$ , che tenga conto della posizione e della velocità attuali. In funzione di tale previsione, calcolata la distanza tra la posizione del veicolo e la *fence*, quest'ultima inizierà a variare il suo colore. Le immagini appena esposte, che illustrano la logica di funzionamento del sistema proposto, sono state effettuate in un ambiente ricostruito in virtuale, tramite il software *Google Earth*, con l'utilizzo di una radio per il controllo remoto del veicolo, Futaba 9C Fig. 1.5, mentre la dinamica del veicolo è stata simulata attraverso tecnica *Hardware in the Loop* (HIL) ed un modello accurato sviluppato in ambiente *MatLab/Simulink*, come riportato in [8].





**Figura 1.5:** Futaba 9C, radio per il controllo remoto utilizzata per test in ambiente virtuale e reale

Il sistema utilizzato per la validazione del sistema proposto può essere schematizzato come in Fig. 1.6 dove vengono evidenziati il blocco radio, che si preoccupa di fornire i comandi impartiti dal pilota al sistema, il blocco *HIL*, che simula tutta la dinamica del sistema reale attraverso un modello e l'*hardware* reale, ed il blocco di *Visual Aids* proposto *Safety Fence System* che, preso in ingresso lo stato del veicolo, fornisce all'interfaccia utente le informazioni per costruire la *fence* sulle immagini acquisite.



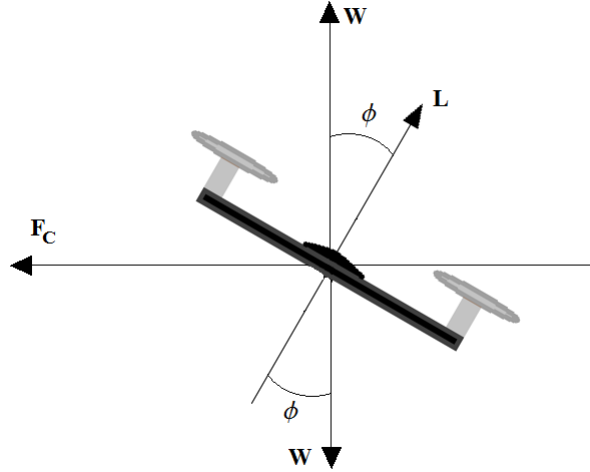
**Figura 1.6:** Schema a blocchi utilizzato per la validazione della safety fence proposta

La Fig. 1.6 illustra, in maniera abbastanza chiara, il concetto alla base di quanto verrà successivamente discusso. Risulta infatti semplice comprendere come al pilota venga fornito un *feedback* visivo sullo stato del velivolo e della prossimità di quest'ultimo dalle zone *No-Fly*. Ovviamente, la posizione iniziale della *fence* (quella a quota zero), sarà funzione della previsione dei punti di impatto a seguito del verificarsi di un guasto durante il controllo in remoto di un velivolo.

### 1.2.1 Funzionalità

La particolarità della *fence*, come mostrato nelle figure poco sopra, risulta essere quella di variare il suo colore in modo da allertare il pilota su possibili violazioni. In maniera semplice permette di tenere il pilota informato e garantirgli un volo più sicuro. Prima di elencare il significato delle informazioni fornite dalla variazione di colore della *fence*, viene brevemente introdotta una

semplice ipotesi sulla capacità di manovra del velivolo. Infatti, al fine di evitare ad esempio un ostacolo, un velivolo effettuerebbe una virata ovvero una rotazione al proprio asse longitudinale. Tale angolo di rotazione viene indicato come *bank angle*  $\phi$ . In Fig. 1.7 viene riportato un semplice diagramma delle forze in caso di virata a quota livellata dove,  $F_C$  rappresenta la forza centripeta dovuta alla rotazione,  $W$  è la forza peso e  $L$  la forza di portanza prodotta.



**Figura 1.7:** Diagramma delle forze su un drone in caso di virata

Al fine di mantenere la quota durante l'esecuzione di una virata, si deve avere il seguente bilanciamento tra la forza peso e la forza di portanza prodotta dal velivolo

$$L = \frac{W}{\cos \phi} \quad (1.1)$$

Il rapporto tra la forza peso e la portanza necessaria a mantenere la quota viene definito *fattore di carico*

$$\eta = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi} \quad (1.2)$$

L'aumento del fattore di carico implica un aumento del peso apparente dell'intero sistema. Definito a questo punto definire i limiti di *performance* di manovrabilità del drone come funzione del fattore di carico,  $\eta_{z_{max}}$ , si può dire che una manovra che richieda il 50% di tale capacità venga caratterizzata da un *bank angle* tale per cui debba valere

$$\phi : \cos \phi = \frac{1}{0.5 \eta_{z_{max}}} \quad (1.3)$$

Le variazioni di colore della *fence* al fine di allertare il pilota su una sua possibile violazione tiene conto, appunto, della capacità di manovra del velivolo ed ha i seguenti significati :

**Colorazione Gialla Sfondo Trasparente** Indica che, nella configurazione e nello stato in cui si sta operando, non vi è alcun rischio della violazione della zona designata all'operazione. Fornisce un'indicazione sulla completa sicurezza dell'operazione;

**Colorazione Verde Sfondo Scuro** Informa il pilota che, nello stato attuale, si potrebbe verificare la violazione della *fence* e che, al fine di evitare tale violazione, potrebbe essere richiesta una manovra pari al 75% della capacità massima,  $\cos \phi = \frac{1}{0.75 \eta_{z_{max}}}$ ;

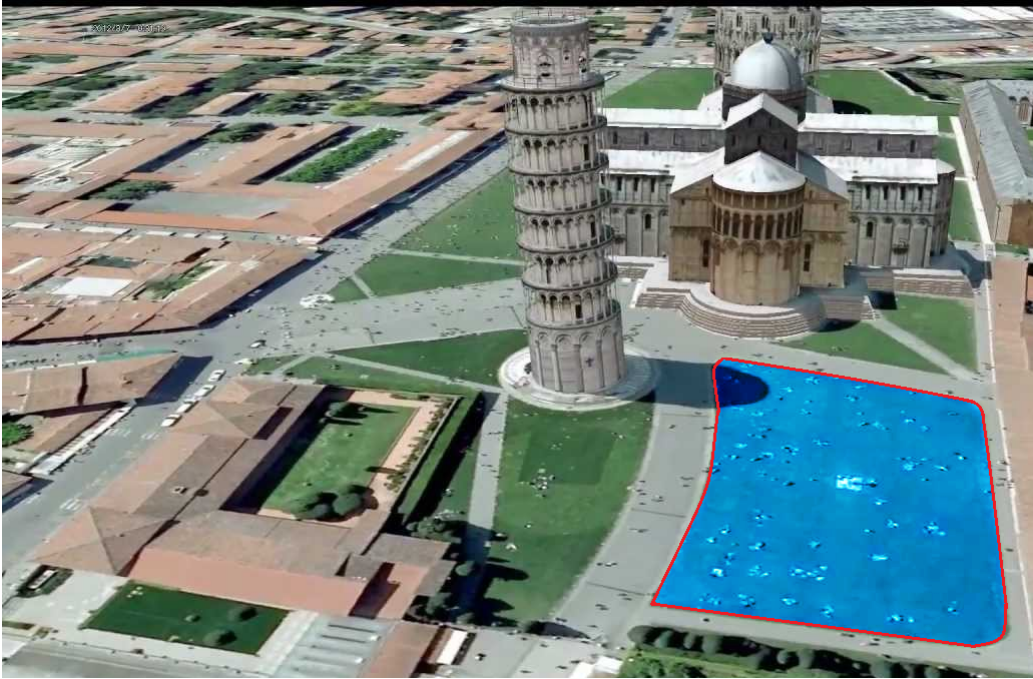
**Colorazione Arancio Sfondo Scuro** Il velivolo è prossimo alla violazione della *fence* ed una manovra al fine di evitarla richiederebbe il 90% della capacità massima di manovra del velivolo,  $\cos \phi = \frac{1}{0.90\eta_{zmax}}$ ;

**Colorazione Rossa Sfondo Scuro** La non violazione della *fence* richiederebbe una manovra pari o superiore al 100% della massima capacità di manovra possibile. Tale colorazione indica dunque un' impossibilità di evitare la violazione della *fence*.

Ovviamente la colorazione rossa permarrà sino a quando il pilota non farà in modo di riportare il velivolo nella zona sicura entro la quale, *fence*, assumerà nuovamente la colorazione gialla con sfondo chiaro. Si vuole evidenziare il fatto che, contrariamente a quanto ci si aspetterebbe, la colorazione gialla è associata allo stato di completa sicurezza. Questa scelta è stata fatta per rendere più evidente la transizione tra tale stato ed il primo avviso lanciato al pilota (colorazione verde sfondo scuro). Nei test reali presentati successivamente, la colorazione di completa sicurezza è stata resa verde e gialla quella del primo avviso. Tale variazione, è stata fatta con lo scopo di effettuare un confronto, rispetto allo standard poco sopra illustrato, sulla chiarezza dei segnali di avvertimento al pilota.

**PREDIZIONE DELLE TRAIETTORIE**

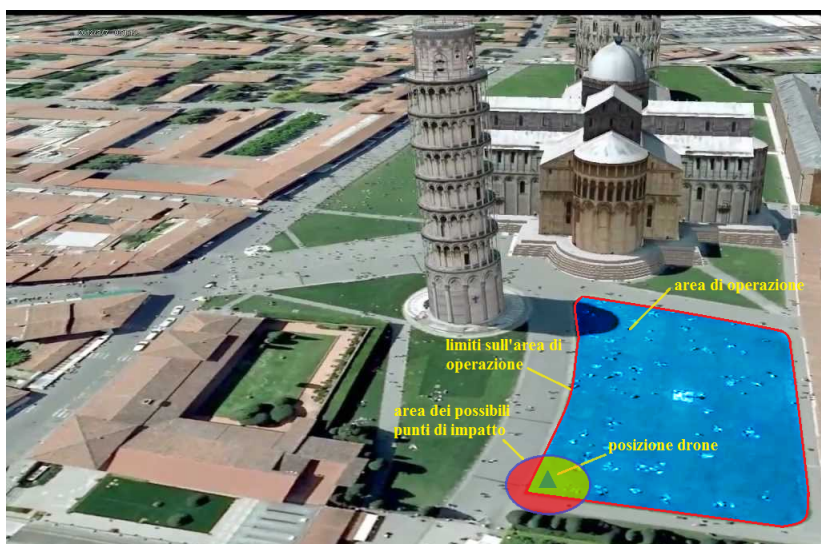
Come mostrano i risultati delle simulazioni in [2], la *fence* risulta uno strumento particolarmente efficace al fine di permettere un volo più sicuro e più controllato da parte del pilota. Ovviamente, l'efficacia di tale strumento, è funzione della sua disposizione alla quota zero, rispetto all'area interessata dalle operazioni. Si supponga lo scenario riportato in Fig. 2.1.



**Figura 2.1:** Esempio di area in cui effettuare delle operazioni, Piazza dei Miracoli, Pisa

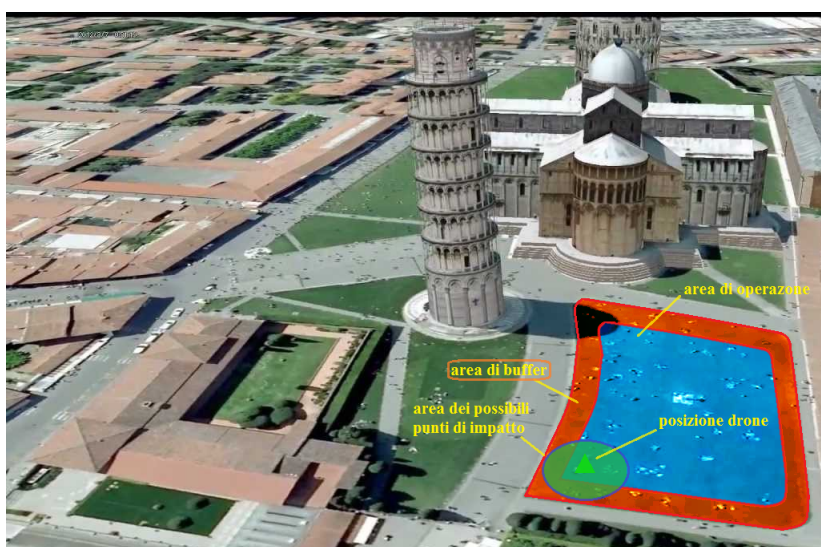
In azzurro viene evidenziata l'area interessata alle operazioni da svolgersi mentre, i bordi in rosso, indicano i limiti di tale zona. Durante l'esecuzione delle operazioni si deve garantire che le zone oltre i bordi in rosso non vengano in alcuno modo interessate e, di conseguenza, eventuali problemi che determinino un atterraggio forzato del drone avvengano comunque all'interno della zona evidenziata. Volendo utilizzare la *fence* come strumento di supporto per assicurare il rispetto di tali limiti, nasce il problema di dove questa debba essere disposta. Una prima soluzione potrebbe essere quella di disporla sui bordi in rosso ma, in questo modo, non si potrebbe assicurare il rispetto dei limiti imposti. Si pensi infatti al caso in cui si stia operando in prossimità di tali bordi e, un problema sul sistema di controllo del drone, ne determini un atterraggio forzato attraverso lo spegnimento di tutti i motori, lo scenario è illustrato in Fig. 2.2.





**Figura 2.2:** Problema durante l'esecuzione di un'operazione in prossimità dei bordi della zona ammissibile al volo

Dalla figura di cui sopra è facile notare come, nonostante il drone si trovasse, al verificarsi del problema, in una zona ammissibile, l'area dei possibili punti di impatto esca da suddetta zona e, quindi, interessi anche zone vietate (parte dell'area evidenziata in rosso). Questo semplice esempio mostra come, la disposizione della *fence*, sia un punto fondamentale per l'efficacia dei supporti visivi utili a garantire l'esecuzione di un volo in sicurezza. La soluzione sulla disposizione della *fence* al fine del non superamento dei limiti imposti sulle zone adibite alle operazioni, oggetto di questo lavoro di tesi, richiede uno studio preventivo sulle traiettorie del drone a seguito del verificarsi di alcuni guasti su di esso. La Fig. 2.3 sottostante illustra una possibile soluzione, all'esempio sopra riportato, che permette di garantire il non interesse di zone oltre i bordi rossi.



**Figura 2.3:** Problema durante l'esecuzione di un'operazione in prossimità dei bordi della zona ammissibile al volo con area di buffer

L'area in cui si opera viene ristretta in maniera da prevedere un'area di *buffer*, come richiesto dalle normative ENAC, grazie alla quale è possibile assicurare che anche in presenza di problemi e/o guasti sul drone, quest'ultimo non oltrepassi i limiti imposti. Ovviamente l'area di *buffer* e,

di conseguenza, l'area entro la quale operare devono essere opportunamente definite. Attraverso lo studio delle traiettorie e dei possibili punti di impatto del drone, è possibile definire la zona di buffer. Ovviamente tale analisi non dovrà essere eccessivamente restrittiva in quanto si andrebbe a restringere troppo l'area in cui operare, rendendo di fatto il supporto visivo fornito al pilota poco utile. Lo studio delle traiettorie del drone richiede la definizione preventiva delle ipotesi sotto le quali, lo studio effettuato, ha validità. In particolare nello studio effettuato in questo lavoro di tesi, di seguito illustrato, verranno dapprima definiti i possibili (e più comuni) guasti che possono verificarsi durante l'utilizzo di un velivolo in controllo remoto, con particolare riferimento ad un multirobot. Successivamente, sulla base di tali guasti, verranno illustrati i modelli matematici sviluppati al fine di prevedere ed analizzare i possibili punti di impatto del drone per permettere un corretto dimensionamento dell'area di *buffer* e, conseguentemente, della posizione della *safety fence*.

## 2.1 Possibili guasti

Lo sviluppo di un modello matematico che permetta di descrivere e predire il comportamento di un sistema dinamico, richiede opportune ipotesi sotto le quali questo assume validità. In particolare, per quel che concerne l'obiettivo di questa tesi, una prima e fondamentale ipotesi riguarda i tipi di guasti che possono verificarsi durante l'esecuzione di un operazione con un veicolo controllato in remoto. Tali guasti riguardano malfunzionamenti e/o rotture di ogni singola componentistica del veicolo, sia meccanica che elettronica e di controllo (*software*). Prendere in considerazione tutti i casi possibili porterebbe allo sviluppo di un modello matematico particolarmente complesso e di difficile analisi. Per questo risulta utile, e fondamentale, restringere il campo dei possibili guasti a quelli più comuni e probabili. In particolare i modelli sviluppati e proposti nel presente lavoro, suppongono che su un velivolo in controllo remoto, con particolare riferimento a droni multirobot, i possibili guasti possano essere i seguenti :

**Segnale GPS** il GPS è un sensore di geolocalizzazione utilizzato in parallelo alle unità inerziali al fine di ottimizzare il controllo in posizione di un veicolo. Un problema su tale sensore (es. rottura o perdita del segnale) produce un errore costante in ingresso al sistema di controllo di posizione che, quindi, continuerà ad attuare i motori al fine di ridurlo. Tale situazione può essere espressa formalmente come

$$e_{pos} = pos_{act} - pos_{ref}$$

dove :  $pos_{ref}$  è la posizione di riferimento alla quale si vuole portare il velivolo,  $pos_{act}$  è la posizione attuale dello stesso fornita dal GPS mentre  $e_{pos}$  rappresenta l'errore in posizione. La perdita del segnale GPS comporterà un valore di  $pos_{act}$  costante (non verrà più aggiornato) e, di conseguenza, un errore costante che il sistema di controllo non riuscirà a portare a zero. Come conseguenza si avrà che il veicolo inizierà a divergere mantenendo l'assetto comandato dal sistema di controllo;

**Sensore di Pressione** il sensore di pressione viene utilizzato per fornire un riferimento sulla quota attuale del velivolo. La perdita del segnale proveniente da tale sensore (es. rottura o problemi sul bus del microcontrollore) produce un effetto simile a quella della perdita del segnale GPS. In questo caso, l'errore costante, verrà fornito lungo l'asse verticale e, quindi, un errore sulla quota. Se ad esempio, durante l'esecuzione di un operazione, è attivo il controllo di quota un problema sul sensore di pressione farà in modo che il sistema di controllo continui

ad attuare i motori in modo da compensare l'errore. Questo produrrà un comportamento non desiderato ed incontrollato del velivolo che, nel peggiore dei casi, potrebbe richiedere l'atterraggio forzato dello stesso;

**Sistema di Controllo** il sistema di controllo si preoccupa, appunto, di controllare tutta la dinamica del velivolo secondo determinate leggi. Un problema su di esso può produrre un comportamento non prevedibile del velivolo. Si pensi ad esempio, nel caso peggiore, che un tale problema porti il velivolo a fornire la massima accelerazione lungo una certa direzione;

**Rottura/Avaria di un Motore** la rottura o l'avaria di un motore o più comunemente di un elica, porta il velivolo ad assumere un assetto diverso da quello voluto. Come conseguenza, si avrà la completa perdita di controllo su di esso.

Sulla base dei guasti sopra esposti sono stati sviluppati dei modelli matematici che, partendo dalle equazioni dinamiche del velivolo, hanno permesso attraverso un'analisi balistica lo studio delle traiettorie e dei punti di impatto. In particolare, per quel che riguarda problemi sul segnale GPS, sul sensore di pressione e/o sul sistema di controllo, è stato sviluppato un unico modello. Questo perché risulta abbastanza realistica l'ipotesi che, il caso peggiore al verificarsi di uno di questi malfunzionamenti, porti il veicolo ad accelerare con la massima spinta possibile verso una direzione funzione dello stato del veicolo. Di conseguenza, lo studio dei possibili punti di impatto, in questo caso, è stato scomposto in tre fasi :

**Fase Iniziale** il drone si trova in una certa condizione di volo (es. *hovering* o avanzamento con velocità costante). Ad un certo istante di tempo  $t_F$  si verifica un malfunzionamento che comporta una spinta massima dei motori;

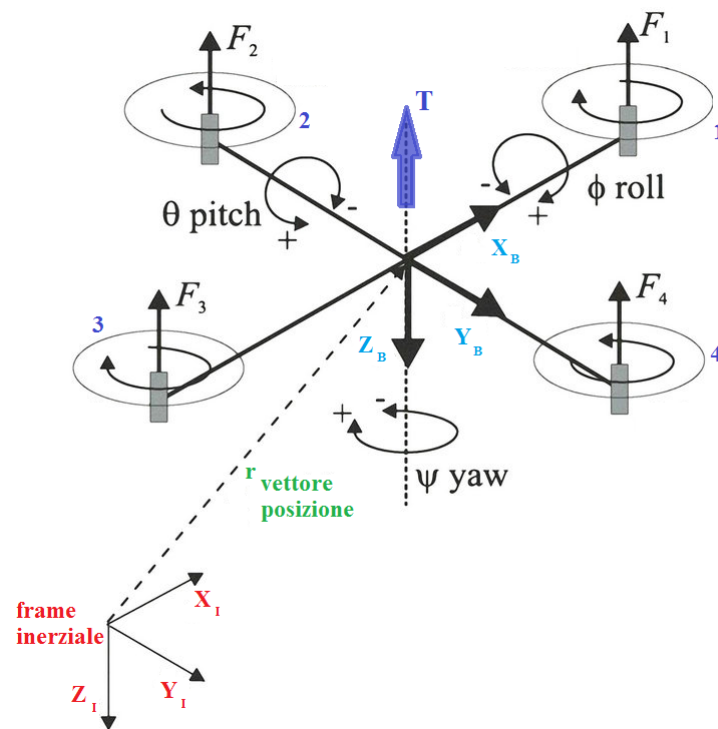
**Fase Intermedia** per un intervallo di tempo  $\tau$ , successivo al verificarsi del malfunzionamento, il drone si muove senza una dinamica controllata. Per  $t = \tau$  un sistema di sicurezza comanda lo spegnimento di tutti i motori;

**Fase Finale** dal momento in cui i motori vengono spenti, il drone, effettua una traiettoria balistica che porta, all'istante  $t_C$ , al suo impatto col suolo.

La fase iniziale fornisce, per  $t = t_F$ , le condizioni iniziali (es. quota e velocità di avanzamento) per il moto descritto dal modello matematico durante la fase intermedia. A sua volta, la fase intermedia per  $t = \tau$ , fornisce le condizioni iniziali al moto balistico che avviene allo spegnimento dei motori (fase finale). L'ultima fase permette di ottenere, come noto dalla teoria sulla balistica, il tempo ed il punto di impatto. In questo modo è possibile descrivere, in funzione di condizioni iniziali quali quota di partenza  $q_0$ , velocità di avanzamento  $v_0$  e tempo impiegato dal sistema di sicurezza per comandare lo spegnimento dei motori  $\tau$ , i possibili punti di impatto col suolo ed, in particolare, la distanza percorsa dal drone a causa del verificarsi di un tale malfunzionamento. Per quanto riguarda la rottura/avaria di un motore, l'analisi viene condotta attraverso la stessa logica illustrata dalle tre fasi poco sopra esposte. Ciò che cambia è che le condizioni iniziali alla fase finale (moto balistico) vengono fornite da un modello che tiene conto di come il sistema di controllo agisca sulla dinamica del veicolo al fine di compensare l'errore (es. variazione non richiesta dell'assetto) prodotto dalla perdita di un motore.

## 2.2 Modello Drone

Il modello matematico attraverso il quale è possibile ottenere le traiettorie ed i punti di impatto del drone al variare delle condizioni iniziali, quali ad esempio la quota, è stato sviluppato a partire dalle equazioni che descrivono la dinamica di un velivolo. In particolare, in una prima fase è stato supposto di trascurare completamente tutte le forze aerodinamiche agenti sul sistema, mentre in una seconda fase è stato creato un semplice modello aerodinamico che permettesse di tenere conto di tali forze. Il modello in cui saranno trascurate completamente le forze aerodinamiche verrà indicato da qui in avanti come *modello nominale* mentre, nel caso in cui queste vengano considerate, questo verrà indicato come *modello aerodinamico*. Prima di illustrare i vari modelli, vengono brevemente richiamati alcuni concetti alla base delle equazioni dinamiche, con particolare riferimento ad un drone quadrirotore.



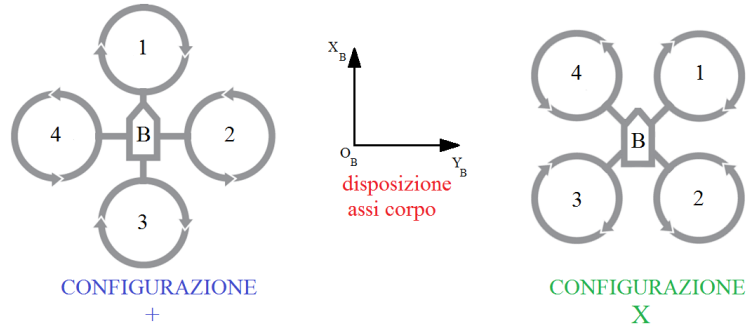
**Figura 2.4:** Disposizione frame inerziale ed assi corpo per un drone quadrirotore

Con riferimento alla Fig. 2.4, e tenendo presente che l'assetto di un quadrirotore può essere variato semplicemente variando le forze dei singoli motori, si ha che un movimento di rollio  $\phi$ , rotazione attorno all'asse  $x_B$ , è ottenuto variando le forze esercitate dai motori ( $m_2, m_4$ ), positivo se  $F_2 > F_4$  negativo altrimenti, un movimento di beccheggio  $\theta$ , rotazione attorno all'asse  $y_B$ , è ottenuto variando le forze esercitate dai motori ( $m_1, m_3$ ), positivo se  $F_1 > F_3$  negativo altrimenti, mentre un movimento di imbardata  $\psi$ , rotazione attorno all'asse  $z_B$ , è ottenuto variando tutte e quattro le forze ai motori, positivo se  $[F_2, F_4] > [F_1, F_3]$  negativo se  $[F_2, F_4] < [F_1, F_3]$ . La relazione tra la variazione delle forze dei motori e le corrispondenti azioni sulla dinamica del drone è ottenuta attraverso una matrice statica, detta di allocazione, nel seguente modo



$$\begin{bmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix}^{4 \times 1} = M^{4 \times N_{prop}} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_n \end{bmatrix}^{N_{prop} \times 1} \quad (2.1)$$

dove :  $N_{prop}$  rappresenta il numero di motori presenti sul drone, nel caso in esame  $N_{prop} = 4$ , mentre la matrice  $M$  specifica come le forze esercitate dai motori lungo il loro asse, vadano ad influenzare la spinta totale  $T$ , la coppia di rollio  $\tau_\phi$ , la coppia di beccheggio  $\tau_\theta$  e la coppia di imbardata  $\tau_\psi$ . In Appendice A viene fornita una semplice dimostrazione della struttura di tale matrice mentre, per una più esaustiva trattazione, si faccia riferimento a [9][10]. Si tenga comunque presente che attraverso tale matrice è possibile definire la configurazione con la quale il veicolo avanza lungo il proprio asse longitudinale. In particolare, le più diffuse e comuni configurazioni sono dette a croce + ed a X, queste configurazioni vengono illustrate in Fig. 2.5.



**Figura 2.5:** Classiche configurazioni di volo per un quadricottero

Ciò che cambia, come facile osservare, è che nella configurazione a + l'asse corpo  $x_B$  giace lungo il braccio che collega il corpo centrale del drone al motore 1 mentre, nella configurazione a X, questo giace tra il braccio che collega il motore 1 al corpo centrale e quello che collega il motore 4 al corpo centrale. Ovviamente tra le due configurazioni varieranno anche le forze che i motori dovranno generare per produrre i rispettivi momenti, ad esempio nella configurazione a + (come illustrato poco sopra) un momento di rollio è prodotto attraverso i motori  $(m_2, m_4)$  mentre per la configurazione a X questo viene prodotto attraverso la coppia di motori  $((m_1, m_2), (m_3, m_4))$ . Volendo ora derivare la dinamica del drone, come ampiamente illustrato in [11], si introducono i vettori  $\xi = [x_B, y_B, z_B]^T$  e  $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$  che rappresentano la posizione del centro di massa in assi corpo e l'assetto del veicolo nel frame inerziale, rispettivamente. Dovendo inoltre esprimere tutte le equazioni nel frame inerziale, si introduce la matrice di rotazione che permette la trasformazione da assi corpo ad assi inerziali grazie agli angoli di Eulero,  $\eta$ , che descrivono l'orientazione del sistema assi corpo

$$R = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

E' ora possibile riportare le equazioni che governano la dinamica del moto di traslazione del drone. Le equazioni sulla dinamica dell'assetto non vengono riportate in quanto, in questa fase di analisi, viene considerato un assetto del veicolo fisso per tutta la durata del moto. Tale ipotesi viene giustificata dal fatto che, obiettivo dell'analisi di seguito esposta, è quello di valutare il caso peggiore per quel che riguarda il punto di impatto.

$$m\ddot{\xi} = G + RT_B$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Verranno di seguito riportate le analisi effettuate con e senza effetti aerodinamici, sulla base del modello dinamico appena esposto e delle equazioni balistiche.

### 2.3 Analisi Nominale

Attraverso l'utilizzo del modello nominale, come riportato in [2], vengono trascurate completamente le forze aerodinamiche, quindi, le equazioni in 2.3 rappresentano già la dinamica del sistema. Inoltre, volendo valutare il caso di gittata peggiore, l'analisi viene ristretta alla dinamica lungo gli assi  $(x, z)$  imponendo che l'unica variazione di assetto del veicolo sia ottenuta come rotazione  $\theta$  lungo l'asse  $y$ , più formalmente questo è ottenuto imponendo le seguenti condizioni

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

vengono cioè considerati nulli gli angoli di rollio ed imbardata. Si tenga presente che, tali ipotesi semplificative dal punto di vista del modello matematico, risultino comunque conservative volendo valutare il punto di gittata massima lungo il solo asse longitudinale. Infatti, se una o entrambe le ipotesi non fossero verificate (caso reale), si avrebbe una accelerazione anche lungo l'asse  $y$  e, conseguentemente, l'accelerazione lungo l'asse  $x$  risulterebbe di modulo inferiore. Guardando alle equazioni in 2.3, si ha che l'accelerazione lungo l'asse  $x$  risulti pari a

$$\ddot{x} = \begin{cases} \dot{x}' = \frac{T}{m} \sin \theta, & \text{se } \phi = 0, \psi = 0 \\ \ddot{x}'' = \frac{T}{m} (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi), & \text{se } \phi \neq 0, \psi \neq 0 \end{cases} \quad (2.5)$$

da cui è facile notare che  $\ddot{x}'' \leq \dot{x}'$ . Dunque le ipotesi in 2.4 permettono di ottenere la massima accelerazione possibile lungo l'asse  $x$  e, di conseguenza, la massima gittata in funzione dell'angolo di beccheggio  $\theta$ .

#### 2.3.1 Modello Nominale

La dinamica del sistema, a partire dalle equazioni in 2.3 e sotto le ipotesi in 2.4, risulta essere descritta da

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

dove, ovviamente, si è trascurata la dinamica lungo l'asse  $y$  in quanto  $\ddot{y} = 0$ . Come esposto e spiegato in [2] e precedentemente introdotto, attraverso tale modello è possibile descrivere la dinamica del velivolo a seguito di un problema sul segnale GPS, sul sensore di pressione o sul sistema di controllo. Infatti, per ognuno di questi guasti, il caso peggiore viene rappresentato dalla situazione in cui i motori vengono comandati a fornire la massima spinta possibile nella direzione data dal valore dell'angolo di beccheggio  $\theta$  per un certo periodo di tempo ( $\tau$ ) dopo il

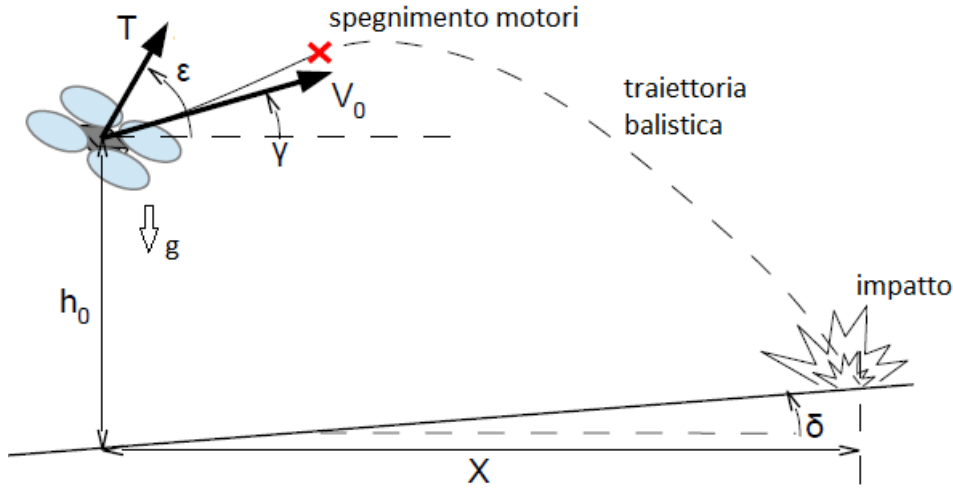
quale, attraverso un sistema di sicurezza, questi vengono completamente spenti. La traiettoria descritta dal velivolo, dall'istante in cui si verifica il guasto all'istante in cui vengono spenti i motori ( $t \leq \tau$ ), viene descritta dalle equazioni del moto balistico 2.7

$$\begin{aligned} V &= (\dot{x}, \dot{h})^T = (V_0 + \ddot{x}t, \ddot{z}t)^T \\ r &= (x, h)^T = (V_0t + \frac{1}{2}\ddot{x}t^2, h_0 + \frac{1}{2}\ddot{z}t^2)^T \end{aligned} \quad (2.7)$$

dove :  $V_0$  e  $h_0$  rappresentano le condizioni iniziali di velocità longitudinale e quota, rispettivamente. I valori di accelerazione lungo  $x$  e  $z$  sono invece ottenuti dal modello in 2.6. Per  $t > \tau$  le equazioni in 2.7 permettono di descrivere anche la fase di discesa fino all'impatto col suolo del velivolo, naturalmente con l'accortezza di considerare le accelerazioni prodotte dalla spinta dei motori lungo  $x$  e  $z$  nulle dato che questi vengono spenti dopo un periodo di tempo  $\tau$ . Per  $t > \tau$  si ha dunque  $[\ddot{x}, \ddot{z}]^T = [0, -g]^T$  e le equazioni del moto balistico risultano essere

$$\begin{aligned} V_c &= (\dot{x}_c, \dot{h}_c)^T = (V_B, \dot{h}_B - gt_c)^T \\ r_c &= (x_c, h_c)^T = (x_B + V_Bt_c, h_B + \dot{h}_Bt_c - \frac{1}{2}gt_c^2)^T \end{aligned} \quad (2.8)$$

i termini  $[V_B, \dot{h}_B]^T$  e  $[x_B, h_B]^T$  rappresentano le condizioni iniziali, per il moto balistico una volta spenti i motori, rispettivamente di velocità e posizione lungo gli assi  $(x, z)$ . Tali valori sono ottenuti dalle equazioni in 2.7 imponendo  $t = \tau$ . Per meglio visualizzare lo scenario in cui viene svolta questa analisi, si tenga presente la Fig. 2.6



**Figura 2.6:** Scenario ipotizzato per lo studio del punto di impatto

dove è stato considerato  $\gamma = 0$ ,  $\delta = 0$  e, per rispettare la notazione introdotta in [2],  $\epsilon = \frac{\pi}{2} - \theta$ . Risulta interessante a questo punto esprimere la distanza percorsa lungo l'asse  $x$  dal veicolo in funzione delle condizioni iniziali  $[V_0, h_0]$  e del parametro  $\tau$ . Per fare questo la prima cosa da osservare è che, come noto dalla teoria sulla gittata balistica, il punto di impatto è funzione del tempo di impatto. Per questo motivo, a partire dalle equazioni 2.7 e 2.8 per quanto riguarda la dinamica lungo l'asse  $z$ , viene ricavato l'intervallo di tempo che passa dal verificarsi di un malfunzionamento al momento dell'impatto del velivolo col suolo. Si ha  $t_c = \tau + \Delta t_c$  dove,  $\Delta t_c$ , indica il tempo che intercorre dal momento in cui vengono spenti i motori all'impatto col suolo. Di conseguenza, per ricavare il valore di  $\Delta t_c$ , si osservi che deve valere  $h(t_c) = 0$

$$h(t_c) = 0 = h_B + \dot{h}_B \Delta t_c - \frac{1}{2} g \Delta t_c^2 \quad (2.9)$$

da cui, volendo esprimere tutto in funzione delle condizioni iniziali  $[h_0, \varepsilon]$  e del parametro  $\tau$ , si ottiene

$$-\frac{1}{2} g \Delta t_c^2 + \left[ \left( \frac{T}{m} \sin \varepsilon - g \right) \tau \right] \Delta t_c + \left[ h_0 + \frac{1}{2} \left( \frac{T}{m} \sin \varepsilon - g \right) \tau^2 \right] = 0 \quad (2.10)$$

che rappresenta un'equazione di secondo grado nell'incognita  $\Delta t_c$ , la cui soluzione fornisce il tempo impiegato dal velivolo ad impattare al suolo una volta spenti i motori. Per rendere l'espressione in 2.10 più compatta ed evidenziare la sua dipendenza dai valori di  $[h_0, \tau]$ , vengono definiti i seguenti parametri

$$\begin{aligned} \alpha &= \frac{T}{mg} \\ \beta &= \frac{2h_0}{g\tau^2} \end{aligned} \quad (2.11)$$

grazie ai quali è possibile scrivere la soluzione all'equazione 2.10 come

$$\Delta t_c = \tau [\alpha \sin \varepsilon - 1 + \sqrt{\beta + \alpha \sin \varepsilon (\alpha \sin \varepsilon - 1)}] \quad (2.12)$$

Definito il tempo di impatto, è possibile scrivere l'equazione che fornisce la distanza percorsa dal velivolo lungo l'asse longitudinale

$$X_c = x_B + \dot{x}_B \Delta t_c \quad (2.13)$$

dove si ricorda che, i valori di  $[\dot{x}_B, x_B]$ , sono ottenuti dalle equazioni 2.7 ponendo  $t = \tau$ . Definito ora un altro parametro funzione della condizione iniziale di velocità longitudinale,  $V_0$ , e del tempo  $\tau$  come  $\sigma = \frac{V_0}{g\tau}$ , la distanza complessiva lungo l'asse  $x$  può essere espressa nel modo seguente

$$\begin{aligned} X_c &= V_0 \tau + \frac{1}{2} \frac{T}{m} \cos \varepsilon \tau^2 + V_0 \Delta t_c + \frac{T}{m} \cos \varepsilon \tau \Delta t_c \\ &= \dots \\ &= g\tau^2 \left( \sigma + \frac{1}{2} \alpha \cos \varepsilon \right) + g\tau \Delta t_c (\sigma + \alpha \cos \varepsilon) \\ &= g\tau^2 \left( \sigma + \frac{1}{2} \alpha \cos \varepsilon \right) + g\tau^2 (\sigma + \alpha \cos \varepsilon) (\alpha \sin \varepsilon - 1 + \sqrt{\beta + \alpha \sin \varepsilon (\alpha \sin \varepsilon - 1)}) \\ &= g\tau^2 \left[ \sigma + \frac{1}{2} \alpha \cos \varepsilon + (\sigma + \alpha \cos \varepsilon) (\alpha \sin \varepsilon - 1 + \sqrt{\beta + \alpha \sin \varepsilon (\alpha \sin \varepsilon - 1)}) \right] \end{aligned} \quad (2.14)$$

L'equazione 2.14 rappresenta la distanza complessivamente percorsa dal velivolo lungo l'asse longitudinale in funzione dei parametri  $[\alpha, \beta, \sigma]$  precedentemente definiti, dell'angolo di orientazione del vettore di spinta dei motori  $\varepsilon$  e del tempo trascorso dal verificarsi del malfunzionamento/guasto allo spegnimento di tutti i motori,  $\tau$ . Definito in questo modo il modello matematico nel caso nominale, verranno illustrati ora i risultati ottenuti dalle simulazioni effettuate al variare dei parametri sopra citati.

### 2.3.2 Risultati Simulazioni Nominali

Il modello in equazione 2.14 è stato implementato attraverso uno *script* in ambiente *MatLab*, tramite il quale è stato possibile indagare su due differenti aspetti del punto di impatto. Una prima analisi è stata svolta al fine di valutare, al variare di alcuni parametri, la gittata massima. Una seconda analisi ha avuto invece l'obiettivo di valutare, dei casi di gittata massima al variare dell'angolo  $\theta$ , quali di questi fossero i più probabili. Attraverso queste analisi si vuole dimostrare come sia possibile disporre una *safety fence* che permetta di non violare le zone non adibite al volo e rendere di per se più sicura l'esecuzione di un'operazione con un veicolo in controllo remoto. Nella Tabella 2.1 vengono riportate le caratteristiche del drone prese in esame durante tutte le simulazioni di seguito riportate.

Parametro	Valore
$d_S(m)$	0.25
$m(Kg)$	1.00
$\tau(s)$	1.00
$N_{prop}$	4
$T_{max}(N)$	10.00

**Tabella 2.1:** Caratteristiche fisiche del drone considerate durante la fase di analisi del caso peggiore e l'analisi probabilistica

#### 2.3.2.1 Analisi Caso Peggior

Le analisi per lo studio del caso peggiore sono state effettuate attraverso il modello in 2.14 supponendo di variare la quota iniziale  $h_0$ , la velocità longitudinale iniziale  $v_0$  e l'angolo di beccheggio  $\theta$ . La Tabella 2.2 sottostante riporta i valori utilizzati durante le simulazioni, in particolare vengono riportati sia i valori dei parametri dimensionali,  $[h_0, v_0, \theta]$ , che quelli dei parametri non dimensionali,  $[\beta, \sigma]$ , utilizzati per riportare in un grafico i risultati ottenuti.

Parametro	min	Max	dimensione
$h_0(m)$	0	100	101
$v_0(\frac{m}{s})$	0	19	20
$\theta(^{\circ})$	0	90	91
$\beta$	0	20.39	101
$\sigma$	0	1.94	20

**Tabella 2.2:** Valori assunti dai parametri dimensionali  $[h_0, v_0, \theta]$  e da quelli adimensionali  $[\beta, \sigma]$ , durante le simulazioni per il caso nominale

La logica utilizzata per la valutazione del caso peggiore al variare dei parametri indicati in Tabella 2.2 è brevemente riassunta dal seguente pseudocodice

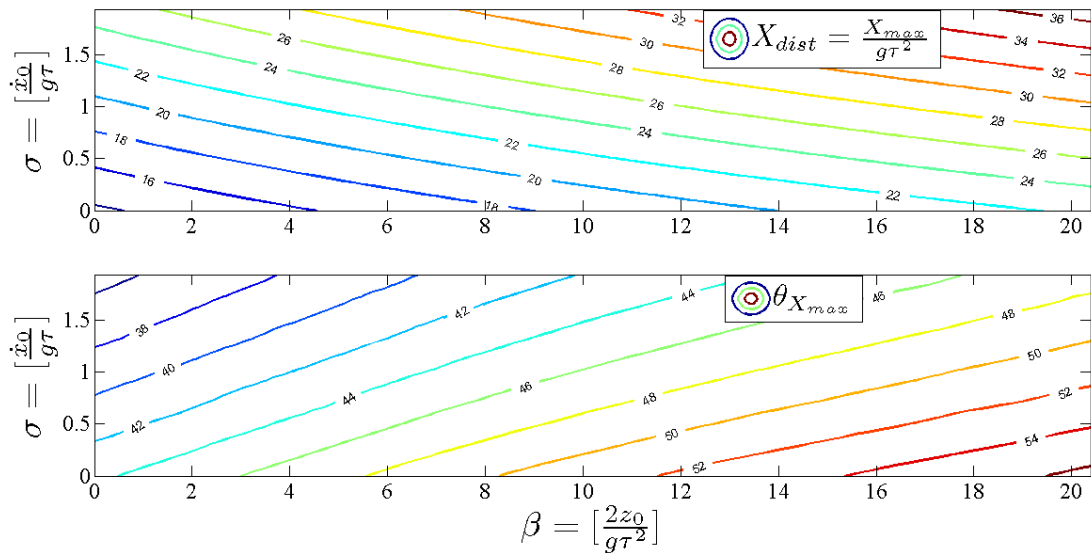
```

Data: values of  $(h_0, v_0, \theta)$ 
Result: maximum distance  $X_{max}(h_0, v_0, \theta)$ 
initialization
for  $h_0$  do
  read initial altitude ( $h_{init}$ )
  for  $v_0$  do
    read initial longitudinal speed ( $v_{init}$ )
    for  $\theta$  do
      compute  $X(h_{init}, v_{init}, \theta_i)$ 
    end
    save  $\max(X, \theta)$ 
  end
end

```

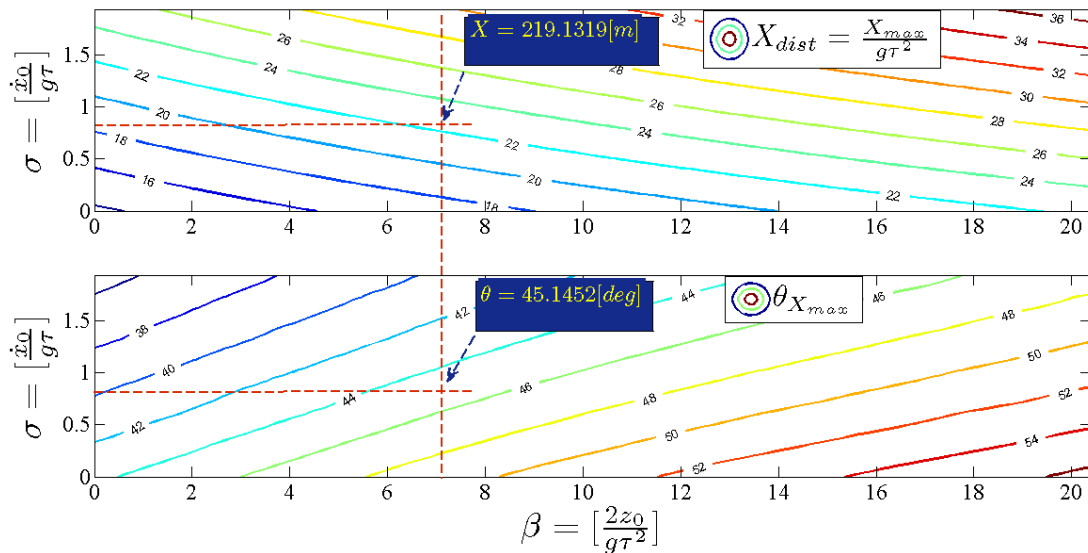
**Algoritmo 1:** Valutazione della gittata massima al variare dei parametri  $[h_0, v_0, \theta]$

In questo modo è stato possibile calcolare, al variare della quota iniziale, della velocità longitudinale e dell'angolo di beccheggio quale sia la distanza maggiore raggiunta dal velivolo. In particolare, al variare della quota iniziale e della velocità longitudinale iniziale, è stata calcolata la gittata massima ed il corrispondente valore dell'angolo di beccheggio che la ha prodotta. I risultati ottenuti da questa prima analisi sono riportati nella Fig. 2.7 in cui è possibile valutare gli andamenti della gittata massima e del corrispondente angolo di beccheggio, al variare della quota e della velocità longitudinale iniziale. Si tenga presente che, come precedentemente indicato per quanto riguarda la distanza longitudinale, questa è stata riportata in maniera non dimensionale, come indicato nella legenda del grafico in Fig. 2.7.



**Figura 2.7:** Curve di livello a) della gittata massima e b) del corrispondente angolo di beccheggio, al variare dei parametri  $[h_0, v_0]$  per il modello nominale

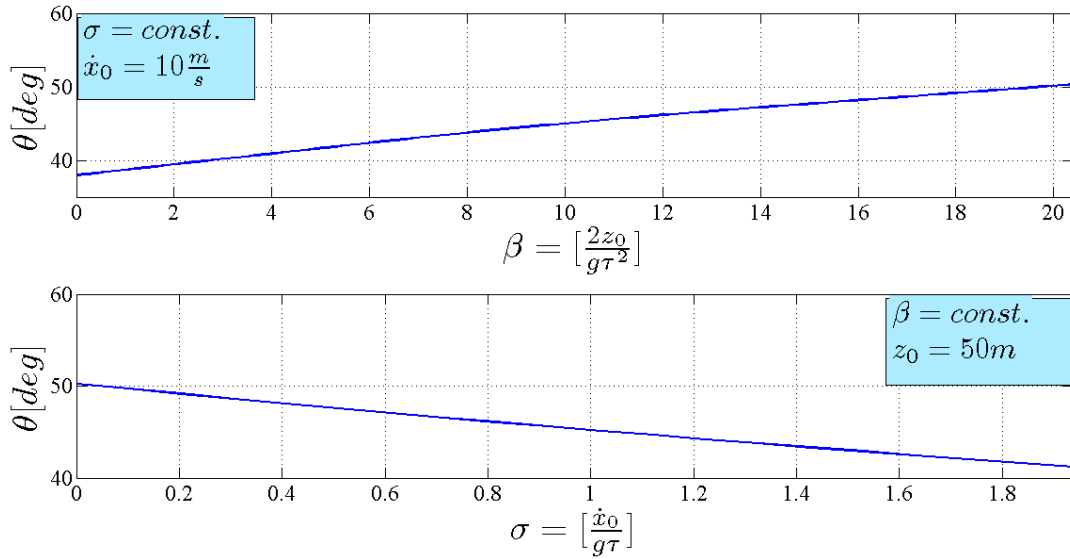
Attraverso la Fig. 2.7 è possibile prevedere il punto di impatto massimo del velivolo lungo l'asse longitudinale per una data quota iniziale ed una certa velocità longitudinale. Tali punti definiscono un limite superiore, oltre il quale è sicuro che il velivolo non cadrà, in funzione della quota e della velocità iniziale. Si consideri, ad esempio, una quota iniziale ed una velocità pari a  $[h_0, v_0]^T = [70m, 8\frac{m}{s}]^T$  che corrispondono ai valori dei parametri  $[\beta, \sigma]^T = [7.1356, 0.8155]^T$ . La Fig. 2.8 illustra questo semplice esempio. Noti dunque i valori di quota e velocità iniziale attraverso una semplice ispezione della figura è possibile stabilire il limite superiore per il punto di impatto. E' inoltre possibile valutare il corrispondente angolo di beccheggio che permette il raggiungimento di tale distanza. Tale valore potrebbe, ad esempio, essere utilizzato da un sistema di sicurezza che determina lo spegnimento dei motori nel momento in cui l'angolo di beccheggio sia sufficientemente differente dal valore in cui si otterrebbe la massima gittata. In questo modo si potrebbe far impattare il velivolo in un punto più vicino e, quindi, evitare la violazione delle zone non adibite al volo. Se si pensa alle normative dell'ENAC sulle zone di volo, utilizzando un sistema di sicurezza di questo tipo, si potrebbe espandere la zona operativa riducendo, appunto, la zona di *buffer* prevista.



**Figura 2.8:** Esempio di valutazione, per il modello nominale, della gittata massima in base ai valori considerati per i parametri  $[\beta, \sigma]$

Nella Fig. 2.8 è stato evidenziato il punto di gittata massima,  $X_{max} \simeq 219m$ , ed il corrispondente angolo di beccheggio,  $\theta \simeq 45^\circ$ , sulla base delle condizioni supposte. In tali condizioni, ogni altro valore dell'angolo di beccheggio,  $\theta \neq 45^\circ$ , produrrà una distanza longitudinale di impatto minore,  $X(\theta \neq 45^\circ) < 219m$ . Sempre la Fig. 2.8 mostra come, lo stesso valore di gittata massima, possa essere ottenuto per differenti combinazioni della quota e della velocità iniziale, cioè dei parametri  $[\beta, \sigma]$ . Ciò che rende questa analisi, ed i rispettivi risultati, particolarmente interessante è il fatto di poter valutare le relazioni derivanti dalla variazione della quota e della velocità iniziali al punto di impatto. In particolare, se si considera una curva di livello con  $\sigma$  costante e si fa variare solo  $\beta$ , situazione che corrisponde ad una velocità longitudinale costante e si fa variare solo  $\beta$ , situazione che corrisponde ad una quota iniziale variabile, si può facilmente notare come al crescere della quota iniziale, oltreché crescere la distanza massima raggiunta come ovvio aspettarsi, l'angolo di beccheggio corrispondente cresce. Viceversa, se si considera una curva di livello con  $\beta$  costante e si fa variare  $\sigma$ , situazione in cui si mantiene costante la quota iniziale e si fa variare la velocità longitudinale iniziale, si ha che la distanza longitudinale è crescente come nel caso precedente e, come ovvio aspettarsi, l'angolo di beccheggio risulta

decescente. La Fig. 2.9 illustra quanto appena discusso, vengono infatti riportati gli andamenti dell'angolo di beccheggio a) al variare della quota iniziale a parità di velocità iniziale longitudinale e b) al variare della velocità iniziale a parità di quota iniziale.



**Figura 2.9:** Andamento dell'angolo di beccheggio, che fornisce la gittata massima, al variare a) del parametro  $\beta$  mantenendo costante  $\sigma$  e b) del parametro  $\sigma$  mantenendo costante  $\beta$

La Fig. 2.9 conferma quanto appena esposto. Risulta evidente come l'angolo di beccheggio, che fornisce la gittata massima, sia crescente per  $\beta$  crescente e, viceversa, decrescente per  $\sigma$  crescente. La cosa interessante da notare è che, diversamente da quanto ci si poteva aspettare, guardando alla classica analisi balistica che alla domanda *quale sia l'angolo ottimo per ottenere la gittata massima* permette di rispondere facilmente con  $45^\circ$ , la Fig. 2.8 fornisce come risposta  $\theta \simeq 43^\circ$ , angolo che corrisponde a quota zero e velocità iniziale nulla (origine degli assi in Fig. 2.8 b)). Questa differenza è dovuta al fatto che, nell'analisi balistica classica del moto di un proiettile, si tiene conto solo della sua velocità iniziale e non di una sua accelerazione. Infatti, nell'analisi del moto balistico classico in Fig. 2.10, supposta una velocità iniziale  $v_0$ , si ha

$$\begin{aligned}
 a(t) &= -gt\hat{u}_y \\
 v(t) &= v_0 + \int_0^t a(t)dt \\
 &= v_0 - gt\hat{u}_y = v_0 \cos \theta \hat{u}_x + (v_0 \sin \theta - gt)\hat{u}_y \\
 s(t) &= s_0 + \int_0^t v(t)dt \\
 &= s_0 + v_0 t - \frac{1}{2}gt^2 \hat{u}_y = (x_0 + v_0 \cos \theta t)\hat{u}_x + (y_0 + v_0 \sin \theta t - \frac{1}{2}gt^2)\hat{u}_y
 \end{aligned} \tag{2.15}$$

Supponendo ora di considerare come condizioni iniziali l'origine degli assi,  $[x_0, y_0]^T = [0, 0]^T$ , e scrivendo in maniera esplicita lo spazio percorso lungo gli assi  $(x, y)$

$$\begin{aligned}
 x(t) &= v_0 \cos \theta t \\
 y(t) &= v_0 \sin \theta t - \frac{1}{2}gt^2
 \end{aligned} \tag{2.16}$$



si esprima ora il tempo in funzione dello spazio lungo l'asse  $x$  e si consideri il rapporto  $\frac{y}{x}$

$$\begin{aligned} t &= \frac{x}{v_0 \cos \theta} \\ \frac{y}{x} &= \tan \theta - \frac{gx}{2v_0^2 \cos^2 \theta} \\ y &= x \tan \theta - x^2 \frac{g}{2v_0^2 \cos^2 \theta} \end{aligned} \quad (2.17)$$

Per definizione, la gittata, è la distanza longitudinale percorsa dall'oggetto dal punto di lancio al punto di impatto dello stesso col suolo. Al fine di ricavare la gittata massima, in equazione 2.17, basterà porre uguale a zero la quota ( $y = 0$ )

$$\begin{aligned} x \tan \theta - x^2 \frac{g}{2v_0^2 \cos^2 \theta} &= 0 \\ x \left( \tan \theta - x \frac{g}{2v_0^2 \cos^2 \theta} \right) &= 0 \end{aligned} \quad (2.18)$$

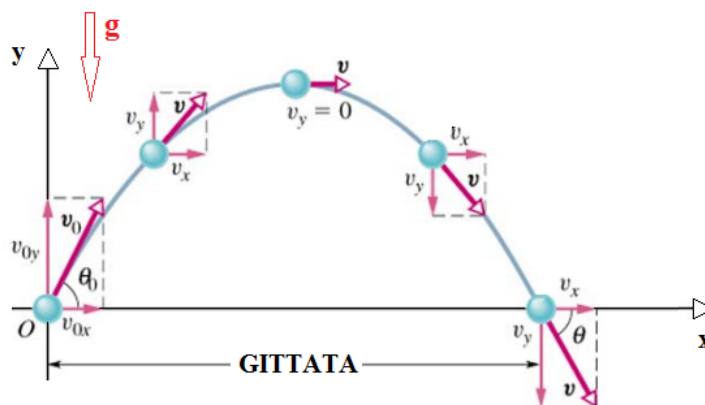
L'equazione in 2.18 presenta due soluzioni, di cui una banale cioè l'origine mentre la seconda equivale alla distanza percorsa

$$\begin{aligned} 0 &= \tan \theta - x \frac{g}{2v_0^2 \cos^2 \theta} \\ x &= \frac{2v_0^2}{g} \tan \theta \cos^2 \theta \\ &= \frac{2v_0^2}{g} \sin \theta \cos \theta = \frac{v_0^2}{g} \sin 2\theta \end{aligned} \quad (2.19)$$

dove, nell'ultimo passaggio è stata sfruttata la nota proprietà di duplicazione

$$2 \cos \alpha \sin \alpha = \sin 2\alpha \quad (2.20)$$

La massima gittata è ottenuta, dall'equazione 2.19, massimizzando il termine  $\sin 2\alpha$ , essendo il termine  $\frac{v_0^2}{g}$  costante. Tale operazione fornisce la nota soluzione *massima gittata per  $\theta = 45^\circ$* .



**Figura 2.10:** Moto balistico di un corpo lanciato dal punto  $[0,0]^T$  con velocità iniziale  $v_0$

Nel caso preso in esame in questo lavoro di tesi la soluzione non risulta più così banale. Infatti, lungo gli assi verticale e longitudinale, sono presenti delle accelerazioni dovute alla spinta dei motori ed all'angolo di imbardata assunto. Come illustrato dall'equazione 2.14, l'angolo ottimo al fine di ottenere la gittata massima, influenza soprattutto l'accelerazione prodotta lungo l'asse  $x$  rendendo di fatto impossibile, quantomeno in maniera semplice, ottenere una soluzione in forma chiusa come nel caso classico in equazione 2.19. Per tale motivo, i valori dell'angolo di beccheggio che producono la gittata massima, sono stati valutati attraverso una procedura numerica iterativa facendo variare i parametri in un *range* definito in Tabella 2.2. I risultati ottenuti in questa analisi possono essere utilizzati al fine di costruire una *fence*, non lineare come un piano ma, che curvi al fine di ridurre l'area operativa man mano che aumenta la quota e/o la velocità longitudinale del velivolo dato che, come mostrato, la gittata è proporzionale a tali parametri. Nonostante i risultati appena esposti siano soddisfacenti, trattano comunque il caso peggiore che, nella realtà, non è detto essere quello più probabile.

### 2.3.2.2 Analisi Probabilistica

Le analisi precedentemente illustrate ed esposte riguardano il caso peggiore, sulla gittata, al variare di alcuni parametri. Di seguito verranno illustrate le analisi svolte, utilizzando il medesimo modello in equazione 2.14, al fine di valutare di tutte le gittate possibili, quale sia il caso più probabile. Obiettivo di questo studio è quello di espandere la zona ammissibile al volo andando a considerare, per la costruzione della *safety fence*, quale sia il caso più probabile per la gittata massima. Lo studio è stato condotto considerando una distribuzione uniforme per quanto riguarda l'angolo di beccheggio. Tale ipotesi risulta abbastanza realistica in quanto, a seguito di un guasto sul drone, è plausibile che l'angolo di beccheggio possa assumere un valore in un *range* di  $[0^\circ, 90^\circ]$  in maniera equiprobabile. La Tabella 2.3 sottostante riporta i valori assunti dai parametri per ottenere i risultati esposti di seguito.

Parametro	min	Max	dimensione
$h_0(m)$	10	100	3
$\theta(^{\circ})$	0	90	5000

**Tabella 2.3:** Valori considerati di quota iniziale  $h_0$  e di angolo di beccheggio  $\theta$  per l'analisi probabilistica

La logica alla base dell'analisi probabilista condotta e brevemente riassunta nel seguente pseudocodice.

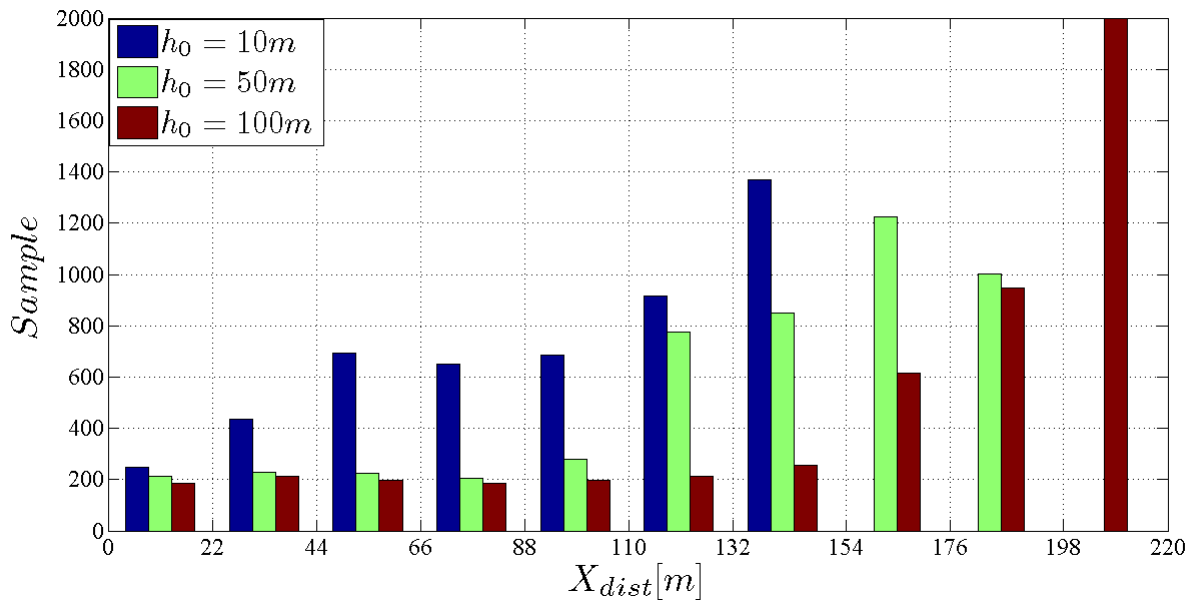
```

Data: values of  $(h_0, \theta)$ 
Result: probability density function of  $X_{dist}(h_0)$ 
generate a uniform distribution of pitch angle  $\theta$ 
for  $\theta$  do
|   compute distance  $X(h_0, \theta_i)$ 
end
compute the cumulative function  $F_X(x)$ 
compute the probability density function as  $f_X(x) = \frac{dF_X(x)}{dx}$ 

```

**Algoritmo 2:** Analisi probabilista sulla gittata per una distribuzione uniforme dell'angolo  $\theta$

Come indicato dalle ultime due righe del pseudocodice di cui sopra, la funzione di densità di probabilità della gittata, in funzione dell'angolo di beccheggio, è stata ottenuta attraverso una derivazione numerica utilizzando la funzione cumulativa precedentemente calcolata. Questo è dovuto al fatto che risulta particolarmente complicato trovare una forma chiusa analitica che, data una distribuzione uniforme per l'angolo, fornisca la densità della gittata. In Fig. 2.11 viene riportato l'istogramma delle gittate ottenute, in funzione di una distribuzione uniforme dell'angolo di lancio  $\theta$ , che meglio della funzione di probabilità permette di illustrare quali siano le più probabili aree di impatto. In particolare, come specificato in Tabella 2.3, sono state prese in considerazione tre diverse quote iniziali.



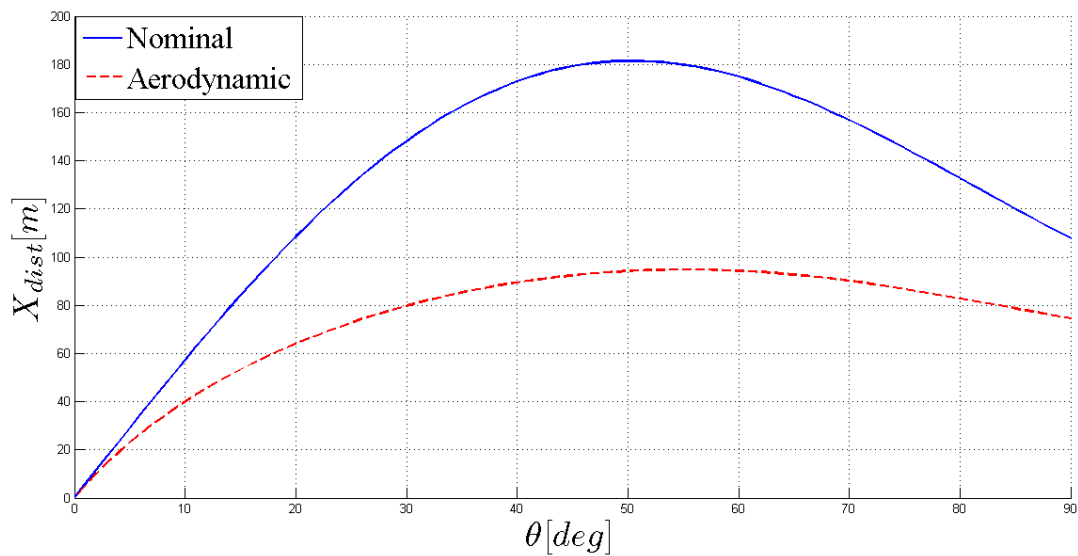
**Figura 2.11:** Istogramma della gittata in funzione di una distribuzione uniforme dell'angolo di beccheggio  $\theta$ , per  $h_0 = 10m$  (blu),  $h_0 = 50m$  (verde) e  $h_0 = 100m$  (rosso)

Dalla Fig. 2.11 si ricava un'importante informazione e, cioè, che la probabilità che l'impatto avvenga ad una distanza prossima a quella massima è molto più alta rispetto al fatto che questo avvenga a distanze inferiori. Infatti, come conferma l'istogramma mostrato, il numero di campioni dei punti di impatto in prossimità della gittata massima risulta essere maggiore. L'istogramma, infatti, rappresenta la numerosità dei campioni all'interno di sezioni a lunghezza fissa che, nel

caso particolare, sono state poste pari a  $\Delta Hist = 22m$ . Si può dunque affermare che, le analisi mostrate per il caso peggiore, non troppo si discostano dal caso più probabile e che, anzi, il caso più probabile risulta essere anche quello peggiore.

## 2.4 Analisi Aerodinamica

Quanto visto nella precedente sezione, riguarda tutte le analisi nel caso in cui le uniche forze agenti sul corpo, durante il suo moto, erano la forza peso e la forza di spinta dei motori. In vista di voler valutare il caso peggiore di gittata massima, l'aver trascurato effetti aerodinamici, non influisce sulla validità dei risultati. Infatti ogni altra forza opposta al moto non farebbe altro che ridurre la distanza percorsa dal corpo prima dell'impatto e, di conseguenza, il caso peggiore si avrebbe appunto trascurando tali forze, come illustrato nel seguente esempio in Fig. 2.12.



**Figura 2.12:** Punti di impatto al variare dell'angolo di beccheggio per a) caso nominale e b) caso aerodinamico, per una quota iniziale pari a  $h_0 = 50m$

E' possibile notare da questo semplice esempio come, nel caso nominale, si raggiunga una distanza massima di  $X_{dist}^{(nom)} \simeq 180m$  mentre nel caso aerodinamico questa sia  $X_{dist}^{(aero)} \simeq 95m$ . Dunque, se si andasse a considerare per la costruzione della *fence* il caso peggiore del modello nominale, si sovrastimerebbe il punto di impatto di circa 90m rispetto al caso aerodinamico che, comunque, permette di rispecchiare maggiormente un caso reale. Questo implicherebbe una forte restrizione sulla zona operativa per far spazio alla zona di *buffer*. Per questo motivo, nonostante l'analisi nominale fornisca dei risultati utili per una prima analisi del sistema di aiuto fornito al pilota, non è consigliabile utilizzarla al fine della costruzione della *fence*. Un modello aerodinamico, seppur approssimato, permetterebbe di rendere l'analisi del punto di impatto più realistica e più praticabile. Di seguito verrà illustrato il modello aerodinamico considerato per l'analisi del punto di impatto ed i rispettivi risultati. Le caratteristiche del corpo considerate, per ovvie ragioni, sono le medesime del caso nominale riportate in Tabella 2.1.

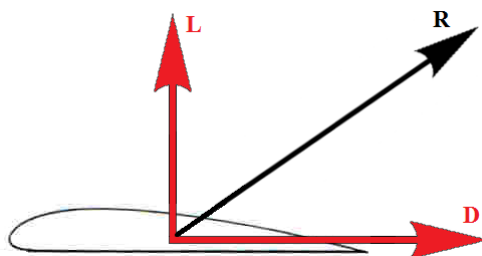
### 2.4.1 Modello Aerodinamico

Come noto dalla fisica, durante il moto di un corpo in un mezzo fluido dotato di un certo fattore di viscosità, si ha la generazione di forze che si oppongono al moto, dette appunto *Forze di Resistenza*. Tali forze sono composte in particolare dai seguenti, principali, fattori :

**resistenza di attrito** è dovuta al fatto che il mezzo nel quale avviene il moto presenta una certa viscosità;

**resistenza di forma** i corpi possono essere distinti in aerodinamici e tozzi. La forma ne determina, principalmente, come il fluido lo investe e, di conseguenza, l'intensità della forza di resistenza che questo esercita per opporsi al moto;

**resistenza indotta** è dovuta alla presenza della portanza, con particolare riferimento ad un profilo alare, si faccia riferimento alla Fig. 2.13 dove la resistenza indotta è dovuta alla presenza del vettore  $L$ ;



**Figura 2.13:** Disposizione dei vettori di Portanza ( $L$ ) e Resistenza ( $D$ ) in un profilo alare (piano convesso)

**resistenza d'onda** è dovuta alla generazioni di onde d'urto dovute alla velocità di volo. In particolare, tale resistenza, si manifesta per velocità prossime o maggiori alla velocità del suono,  $v_s \simeq 340 \frac{m}{s}$ , indicato più comunemente come *Mach 1*. Il numero di *Mach*, adimensionale, esprime il rapporto tra la velocità di un corpo in un fluido e la velocità del suono.

Dato un corpo, conoscendo il suo coefficiente di resistenza  $C_D$ , è possibile esprimere la forza di resistenza aerodinamica come

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.21)$$

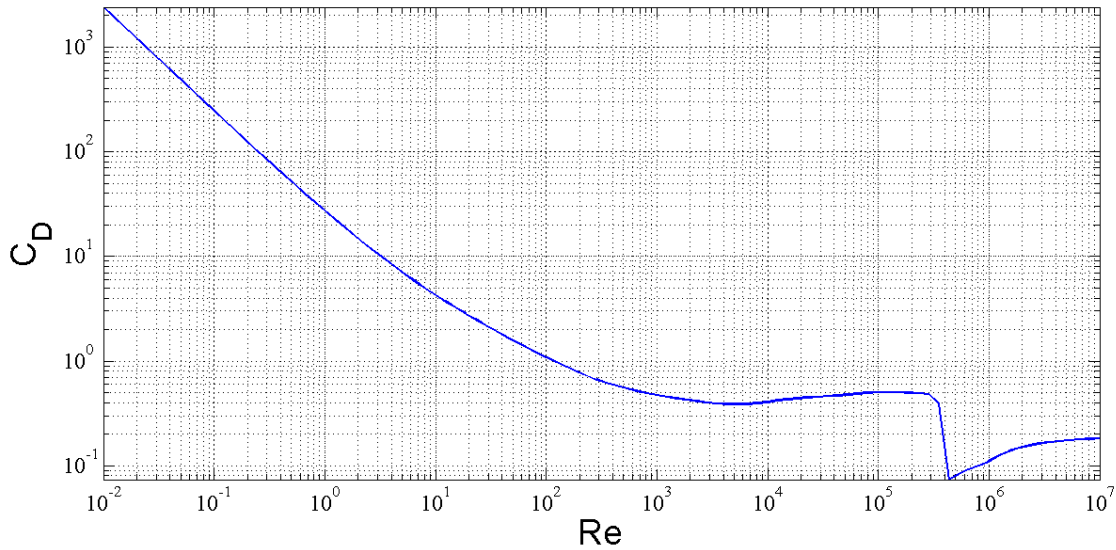
dove :  $\rho$  rappresenta la densità del fluido,  $V$  la velocità di volo,  $S$  la superficie di riferimento (parte del corpo investita dal fluido) e  $C_D$  il coefficiente di resistenza. Si tenga presente che, il coefficiente di resistenza  $C_D$ , dipende da vari fattori tra cui la forma del corpo ed il numero di *Reynolds*. Nonostante vi siano parecchi *software* che permettono di stimare il valore  $C_D$  in maniera abbastanza accurata, questi richiedono un notevole carico computazionale. Per questo motivo, il loro valore, viene ricavato attraverso prove empiriche in cui viene registrata la forza che agisce sul corpo sotto determinate condizioni e, in maniera inversa, dalla 2.21 si ricava il valore del coefficiente  $C_D$ . In questo lavoro di tesi il corpo del drone è stato schematizzato, ai fini di considerare le forze aerodinamiche su di esso, come una sfera di diametro  $d_s$ . Inoltre, come appena precisato e dato che un suo studio esula dall'obiettivo del presente lavoro, il valore del

coefficiente di resistenza è stato considerato costante. Dalle prove ed i risultati esposti in [12] e [13] per quanto riguarda il coefficiente di resistenza di una sfera, questo può essere approssimato in funzione del numero di *Reynolds*, come di seguito

$$Re = \frac{d_s V \rho}{\mu} \quad (2.22)$$

$$C_D = \frac{24}{Re} + \frac{2.6(\frac{Re}{5.0})}{1 + (\frac{Re}{5.0})^{1.52}} + \frac{0.411(\frac{Re}{263.0})^{-7.94}}{1 + (\frac{Re}{263.0})^{-8.00}} + \frac{Re^{0.80}}{461.0}$$

dove :  $\mu$  rappresenta il coefficiente di attrito viscoso del fluido. In Fig. 2.14 viene riportato l'andamento del coefficiente  $C_D$  in funzione del numero di *Reynolds*, realizzato secondo l'equazione 2.22.



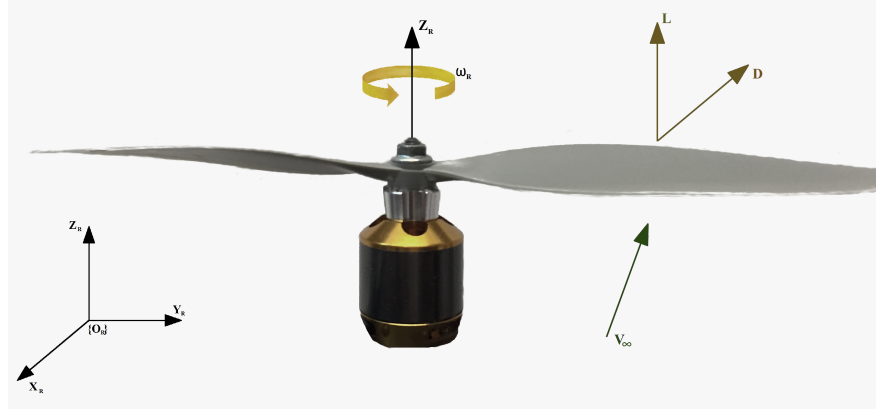
**Figura 2.14:** Andamento del coefficiente di resistenza  $C_D$  in funzione del numero di Reynolds per un corpo sferico

Considerando ora che il *range* di velocità prese in esame durante le analisi svolte e che, più o meno riguardano tutti i droni in commercio, è di  $(0, 20) \frac{m}{s}$ , si ha che il numero di Reynolds varia in un *range* di  $Re \in [10^4, 10^5]$ . Per tali valori del numero di Reynolds, il coefficiente di resistenza varia nel *range*  $C_D \in [0.4247, 0.5040]$ , il valor medio risulta pari a  $\bar{C}_D = 0.4867$ . Questo dimostra che l'aver considerato il valor medio (costante) per tale coefficiente, non comporta errori apprezzabili. Si tenga comunque presente che, come mostrato in [13], l'approssimazione in equazione 2.22 illustrata in Fig. 2.14, resta valida per valori di  $Re \leq 10^6$ . Definito così il modello aerodinamico per quanto riguarda il corpo del velivolo, il modello in equazione 2.6, può essere aggiornato come di seguito

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \end{bmatrix} - \frac{D}{m} \begin{bmatrix} \dot{x}^2 \\ \dot{z}^2 \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

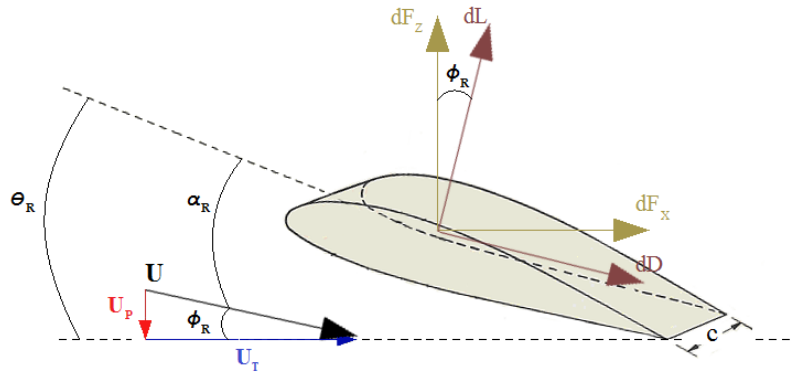
dove :  $D$  indica la parte costante dell'equazione 2.21, cioè  $D = \frac{1}{2} \rho S C_D$ . Si tenga presente che, dovendo la forza aerodinamica essere sempre in verso opposto a quello del moto del corpo, il vettore  $[\dot{x}^2, \dot{z}^2]^T$  deve essere inteso come  $[\dot{x}|\dot{x}, |\dot{z}|\dot{z}]^T$ . Inoltre, per avere un modello aerodinamico

completo, andrebbero considerati anche gli effetti sui rotori. Si ha infatti che la rotazione della pala prodotta dal rotore, come indicato in Fig. 2.15 ed in maniera più dettagliata in Fig. 2.16, comporta la generazione di due forze principali : i) forza di portanza, in inglese *lift*, che permette appunto il volo del velivolo e ii) forza di resistenza, in inglese *drag*, dovuta al fatto che, durante la sua rotazione, l'elica fende l'aria che essendo un gas viscoso si oppone con una certa resistenza.



**Figura 2.15:** Forze di Portanza (L) e Resistenza (D) generate su una pala rotante

Di conseguenza, una parte della spinta prodotta dal rotore, viene dissipata per vincere la forza resistente. Per calcolare la forza verticale effettivamente prodotta dal rotore, si consideri lo schema delle forze agenti su di una pala riportato in Fig. 2.16.



**Figura 2.16:** Forze generate per effetti aerodinamici su di una pala

Volendo, in questa analisi, valutare come gli effetti aerodinamici influiscano sulla spinta verticale fornita dalla pala, si guarderà alla sola forza  $F_Z$ . Con particolare riferimento alla Fig. 2.16 si ha che

$$dF_Z = dL \cos \phi_R - dD \sin \phi_R \quad (2.24)$$

dove :  $dL$  e  $dD$  indicano la portanza e la resistenza, rispettivamente, fornite da un elemento infinitesimale posto a distanza  $r$  dall'asse di rotazione, mentre  $\phi_R$  indica l'angolo di attacco indotto, generato cioè dalla velocità dell'aria  $U$  incidente su una pala. Tale velocità può essere scomposta in una componente parallela  $U_P$  ed una perpendicolare  $U_T$  all'asse di rotazione. Queste velocità vengono definite come di seguito

$$\begin{aligned} U_P &= v_i + v_z \\ U_T &= \Omega r \end{aligned} \quad (2.25)$$

dove :  $v_z$  è la velocità verticale definita rispetto al *frame body*,  $v_i$  la velocità indotta, cioè la velocità fornita alla massa d'aria dal disco rotore, e  $\Omega$  la velocità di rotazione della pala. Si noti che, mentre la velocità parallela  $U_P$  è indipendente dal punto di applicazione sulla pala e quindi uniforme su di essa, la velocità tangenziale  $U_T$  risulta dipendente dal punto di applicazione vista la sua dipendenza dalla velocità di rotazione. Tale velocità risulterà dunque nulla in prossimità dell'asse di rotazione e massima all'estremo della pala. A questo punto l'angolo di attacco indotto, prodotto cioè dalle velocità  $U_P$  ed  $U_T$ , può essere definito come

$$\phi_R = \tan^{-1}\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \quad (2.26)$$

Ora dalla 2.24 si ha che, la spinta prodotta da un elemento infinitesimo della pala, risulti pari a

$$dT = N_b dF_Z \quad (2.27)$$

dove :  $N_b$  indica il numero di pale. Nel caso particolare del drone si ha che : i) l'angolo indotto  $\phi_R$  è piccolo, quindi si possono usare le approssimazioni per piccoli angoli del sin e cos, ii) essendo  $\phi_R$  molto piccolo anche la componente  $U_P$  risulterà piccola e potrà essere trascurata, iii) la componente di resistenza  $dD \sin \phi_R$  è molto più piccola della componente di portanza e può, a sua volta, essere trascurata. Tenendo conto di queste semplificazioni, l'equazione in 2.27, risulterà pari a

$$\begin{aligned} dT &= N_b dF_Z \simeq N_b dL \\ &= N_b \frac{1}{2} \rho c U_T^2 C_l dr \end{aligned} \quad (2.28)$$

dove si è sfruttata la definizione di portanza dovuta ad un elemento infinitesimale, come illustrato in [14], seguente

$$dL = \frac{1}{2} \rho C_l U_T^2 c dr \quad (2.29)$$

e :  $C_l$  indica il coefficiente di portanza, dall'inglese *lift*, caratteristico della pala. Tale coefficiente, come descritto in maniera approfondita in [15], risulta linearmente dipendente dall'angolo di attacco effettivo  $\alpha_R$  come di seguito

$$C_L = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha_R} \alpha_R \quad (2.30)$$

dove :  $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha_R}$  indica la pendenza della curva  $C_L$  in funzione dell'angolo di attacco effettivo  $\alpha_R$  e può essere espresso, [15], come

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha_R} = 2\pi\eta \quad (2.31)$$

dove il parametro  $\eta$  dipende da fattori quali numero di Reynolds e sezione del profilo della pala e può variare in un *range*  $\eta \in [0.95, 0.97]$ . Ora, dalla Fig. 2.16, è facile ricavare il valore dell'angolo di attacco effettivo  $\alpha_R$ , noti il passo della pala  $\theta_R$  e l'angolo di incidenza  $\phi_R$ , come

$$\begin{aligned} \alpha_R &= \theta_R - \phi_R \\ &\simeq \theta_R - \frac{U_P}{U_T} \\ &= \theta_R - \frac{v_i + v_z}{\Omega r} \end{aligned} \quad (2.32)$$



Con le definizioni appena esposte per i vari termini, la spinta infinitesima 2.29, può essere scritta come

$$\begin{aligned} dL &= \frac{1}{2} \rho c U_T^2 C_l dr \\ &= \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 r^2 2\pi \eta \left( \theta_R - \frac{v_i + v_z}{\Omega r} \right) dr \end{aligned} \quad (2.33)$$

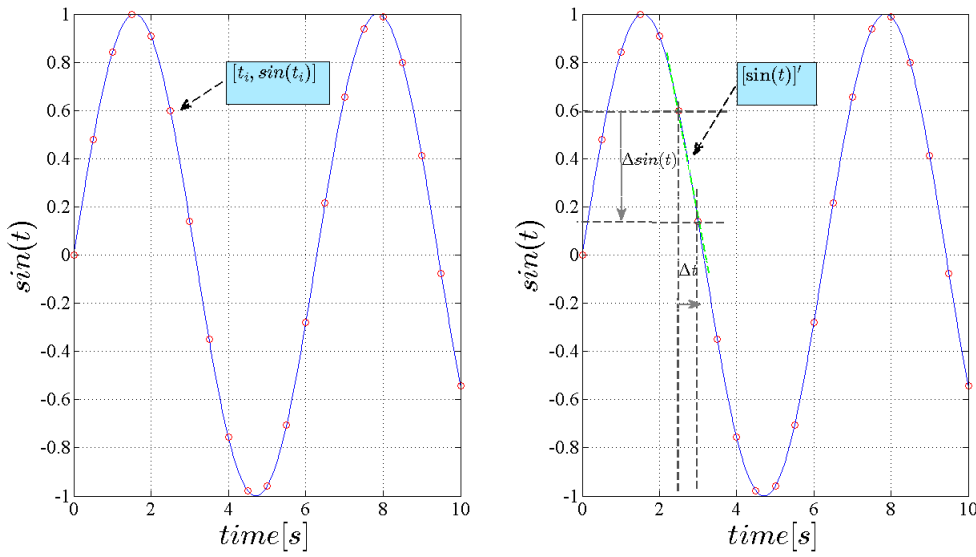
E' possibile, dunque, ottenere la spinta di portanza totale per una pala andando ad integrare la 2.33 lungo tutta la distanza  $R$

$$\begin{aligned} L &= N_b \int_0^R \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 r^2 2\pi \eta \left( \theta_R - \frac{v_i + v_z}{\Omega r} \right) dr \\ &= N_b \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 2\pi \eta \left[ \int_0^R r^2 \theta_R dr - \int_0^R r^2 \frac{v_i + v_z}{\Omega r} dr \right] \\ &= \dots \\ &= N_b \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 2\pi \eta R^2 \left[ \frac{\theta_R R}{3} - \frac{v_i + v_z}{2\Omega} \right] \end{aligned} \quad (2.34)$$

si tenga presente che, nello sviluppo della spinta di portanza totale, è stato considerato costante l'angolo di passo della pala  $\theta_R$ . E' possibile dunque, note le quantità presenti in 2.34, calcolare la spinta totale fornita dal singolo rotore al corpo del drone. Come evidenzia l'analisi appena esposta per la spinta ed il coefficiente di portanza, il calcolo di queste quantità risulta alquanto complesso ed, inoltre, richiederebbe una fase di test empirici per la valutazione, appunto, del coefficiente  $C_l$ . Per questo motivo e per gli obiettivi del presente lavoro di tesi, ritenere tale valore di spinta del singolo rotore costante, appare un'ipotesi plausibile e che non altererà in alcun modo i risultati ottenuti. Si vuole comunque evidenziare il fatto che, per una completa ed esatta analisi aerodinamica, due concetti alla base sono la Teoria dell'elemento di Pala, dall'inglese *Blade Element Theory* e la Teoria sul Momento, dall'inglese *Momentum Theory*. In particolare entrambe si preoccupano di fornire una descrizione analitica del comportamento di un propulsore ma, mentre la prima riguarda l'analisi sull'elemento di pala, considerato suddiviso in parti infinitesime e, quindi, guarda alle velocità, la seconda si orienta principalmente sullo studio delle potenze richieste per fornire determinate spinte. Per una esaustiva comprensione di queste teorie si rimanda a [16][17].

### 2.4.2 Risultati Simulazioni Aerodinamiche

In presenza di forze aerodinamiche come in equazione 2.23 non è più possibile, come fatto per il caso nominale, integrare tali equazioni in maniera analitica. Per questo motivo, nelle analisi di seguito esposte, la valutazione del punto di impatto è stata ottenuta eseguendo un'integrazione numerica con l'ausilio del software *MatLab/Simulink*. Al fine di eseguire un'integrazione numerica, il primo passo da fare è quello di discretizzare le quantità continue in equazione 2.23. Per fare questo la variabile continua  $t$  andrà sostituita con una discreta  $t_i$  per  $i = 0, 1, \dots, N$ . Di conseguenza, una variabile continua  $x(t)$ , sarà definita solo per istanti di tempo discreti  $x(t_0), x(t_1), \dots, x(t_N)$  come illustrato nell'esempio in Fig. 2.17.



**Figura 2.17:** a) Valutazione funzione continua per passi discreti  $t_i$  e b) Valutazione della sua derivata numerica  $\dot{f}(t)$

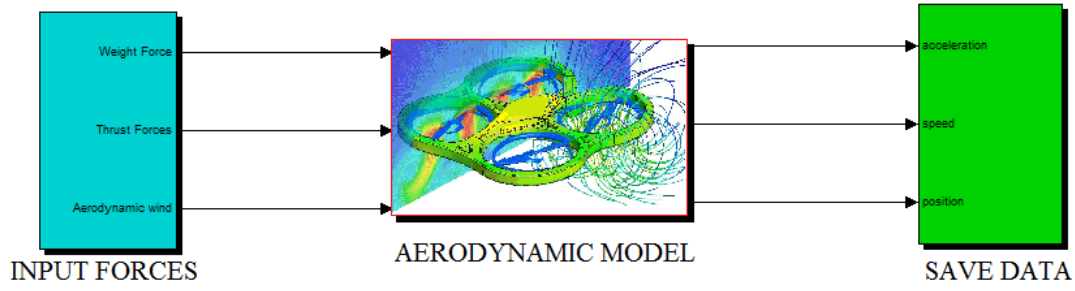
La variazione della variabile  $x(t_i)$  tra due istanti successivi di tempo può essere espressa come

$$\dot{x}_i = \frac{dx}{dt} \simeq \frac{\Delta x}{\Delta t} = \frac{x_{i+1} - x_i}{t_{i+1} - t_i} \quad (2.35)$$

viene cioè approssimata come differenza finita del rapporto  $\frac{\Delta x}{\Delta t}$ , Fig. 2.17 b). L'errore che si commetterà nella valutazione della funzione per istanti di tempo  $t_i$  dipenderà dal passo di integrazione  $\Delta t$  considerato. Definendo tale errore come  $\varepsilon_{x_i} = x_i - x(t_i)$ , si ha che  $|\varepsilon| \rightarrow 0$  per  $\Delta t \rightarrow 0$  infatti, per definizione, la derivata di una funzione  $f$  nel punto  $x_0$  è pari a

$$\frac{df}{dx} = f'(x_0) = \lim_{\Delta \rightarrow 0} \frac{f(x_0 + \Delta) - f(x_0)}{\Delta} \quad (2.36)$$

Seguendo la teoria appena esposta, il modello per l'analisi aerodinamica è stato sviluppato, come precedentemente annunciato, in ambiente *MatLab/Simulink*, attraverso il quale è possibile risolvere problemi di integrazione numerica in maniera semplice ed efficiente. Lo schema del modello sviluppato viene riportato in Fig. 2.18.



**Figura 2.18:** Modello Simulink sviluppato per lo studio aerodinamico del punto di impatto

#### 2.4.2.1 Analisi Caso Peggior

Al fine di fornire un'analisi comparativa tra i risultati presentati nella precedente sezione per il modello nominale e quelli di seguito esposti per il modello aerodinamico, i valori assunti dai parametri sono stati i medesimi di Tabella 2.2, riportati di seguito in Tabella 2.4 per semplicità di lettura.

Parametro	min	Max	dimensione
$h_0(m)$	0	100	101
$v_0(\frac{m}{s})$	0	19	20
$\theta(^{\circ})$	0	90	91
$\beta$	0	20.39	101
$\sigma$	0	1.94	20

**Tabella 2.4:** Valori assunti dai parametri dimensionali  $[h_0, v_0, \theta]$  e da quelli adimensionali  $[\beta, \sigma]$ , durante le simulazioni per il caso aerodinamico

Di seguito viene riportata la logica con la quale sono state effettuate le simulazioni nel caso aerodinamico che segue, ovviamente, quella utilizzata nel caso nominale.

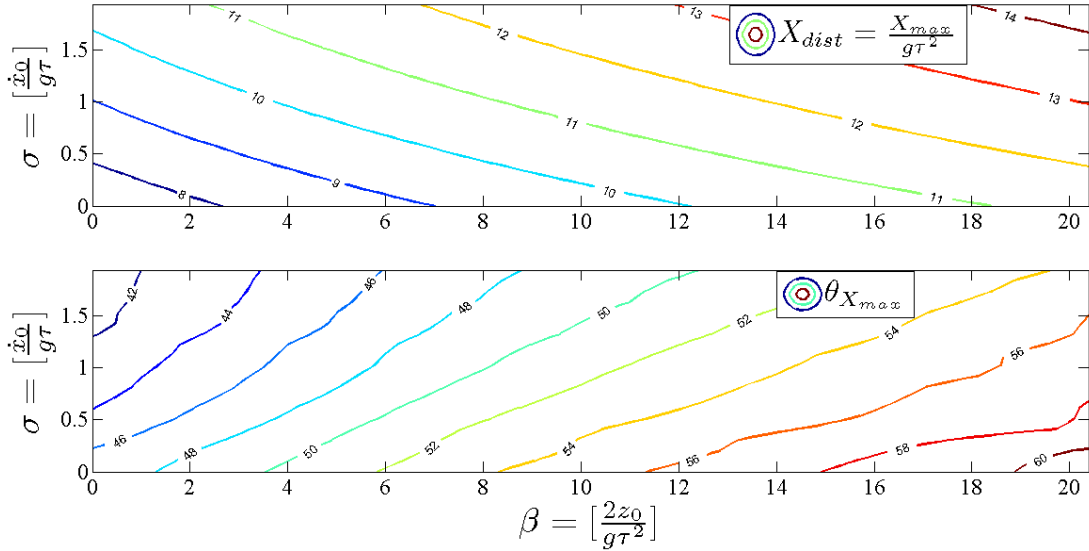
```

Data: values of  $(h_0, v_0, \theta)$ 
Result: maximum distance  $X_{max}(h_0, v_0, \theta)$ 
initialization
for  $h_0$  do
    read initial altitude  $(h_{init})$ 
    for  $v_0$  do
        read initial longitudinal speed  $(v_{init})$ 
        for  $\theta$  do
            simulate aerodynamic_model( $h_{init}, v_{init}, \theta_i$ )
        end
        save max( $X, \theta$ )
    end
end
end
  
```

**Algoritmo 3:** Valutazione della gittata massima al variare dei parametri  $[h_0, v_0, \theta]$

Anche in questo caso, i grafici dei risultati, sono ottenuti riportando in ascissa il parametro adimensionale  $\beta$ , legato alla quota iniziale  $h_0$ , in ordinata il parametro adimensionale  $\sigma$ , legato alla

velocità longitudinale iniziale  $v_0$ , mentre le curve di livello rappresentano la distanza longitudinale, resa adimensionale anch'essa, ed il rispettivo angolo di beccheggio  $\theta$ . I risultati per il modello aerodinamico nel caso peggiore sono riportati in Fig. 2.19.



**Figura 2.19:** Curve di livello a) della gittata massima e b) del corrispondente angolo di beccheggio, al variare dei parametri  $[h_0, v_0]$  per il modello aerodinamico

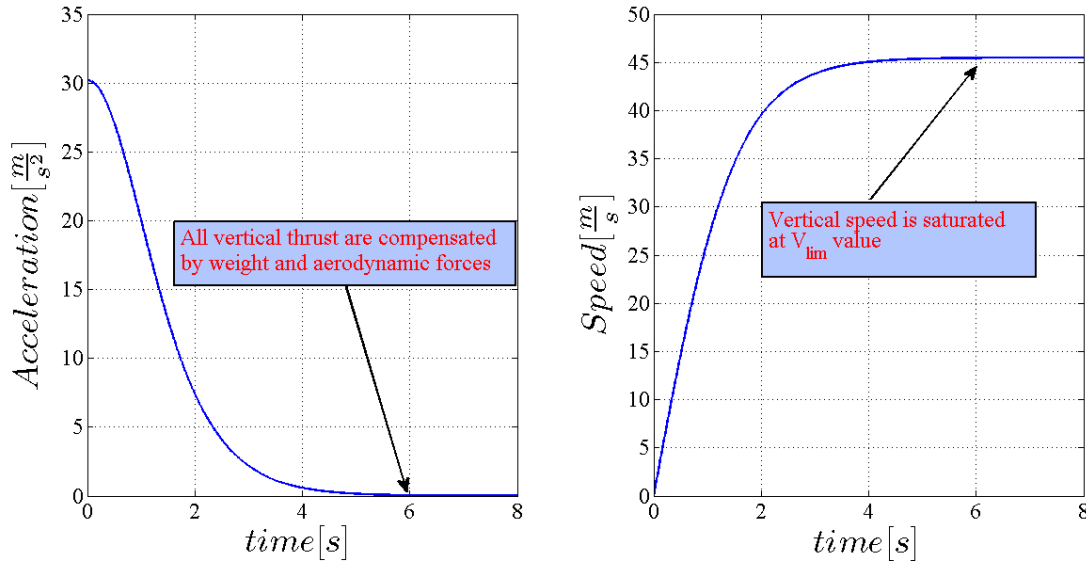
E' facile notare per il caso aerodinamico, come ipotizzato inizialmente e come ovvio aspettarsi, la gittata massima sia sensibilmente minore rispetto al caso nominale. Questo è dovuto principalmente al fatto che, alla fine della fase di accelerazione, la quota raggiunta nel caso aerodinamico sia minore, rispetto al caso nominale. La resistenza aerodinamica sul corpo, infatti, fa sì che la spinta generata dai motori produca un'accelerazione sul corpo man mano decrescente, in funzione del quadrato della velocità come mostrato in equazione 2.21, che per un valore di velocità *limite*,  $v_{lim}$ , risulti nulla. Più formalmente, quanto detto, si può riassumere nel seguente modo

$$\begin{aligned} F_Z &= T_Z - W - F_D \\ m\ddot{z} &= T \cos \theta - mg - \frac{1}{2} \rho S C_D v_Z^2 \end{aligned} \quad (2.37)$$

E' possibile a questo punto calcolare quale sia la velocità limite lungo l'asse verticale, cioè la velocità alla quale si muoverà il corpo nel momento in cui l'accelerazione totale su di esso risulti nulla, come

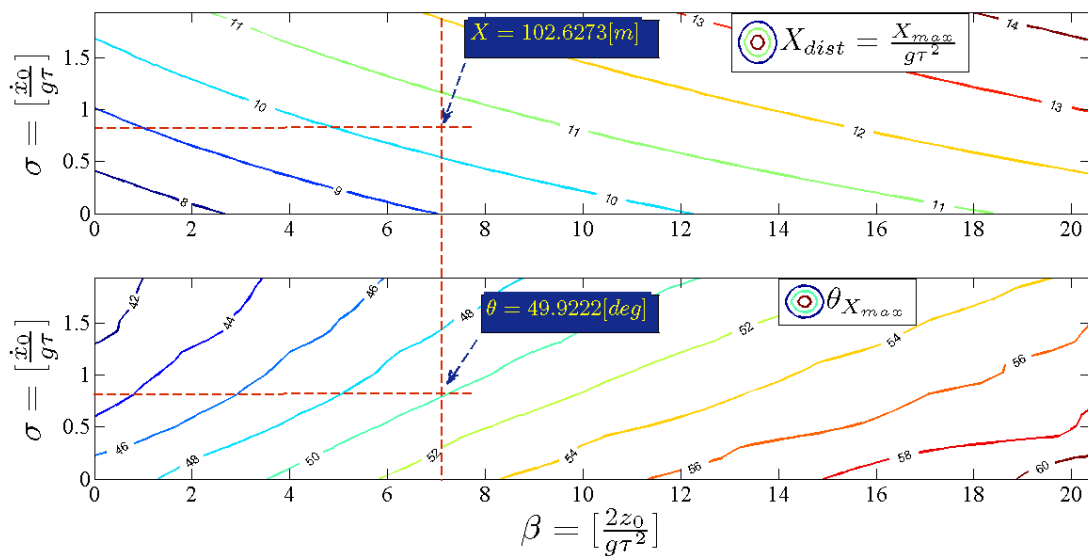
$$\begin{aligned} 0 &= \frac{T}{m} \cos \theta - g - \frac{1}{2m} \rho S C_D v_Z^2 \\ v_{lim} &= \sqrt{m \frac{2}{\rho S C_D} \left( \frac{T}{m} \cos \theta - g \right)} \end{aligned} \quad (2.38)$$

Come si evince dall'equazione per la velocità limite in 2.38, questa dipende principalmente dalla spinta lungo l'asse verticale  $z$  dalle caratteristiche del corpo  $[S, C_D]$  e della densità del fluido entro in quale si sta muovendo  $\rho$ . In Fig. 2.20 viene riportato un esempio in cui la quota iniziale è stata posta a  $h_0 = 40m$  per evidenziare quanto appena discusso.



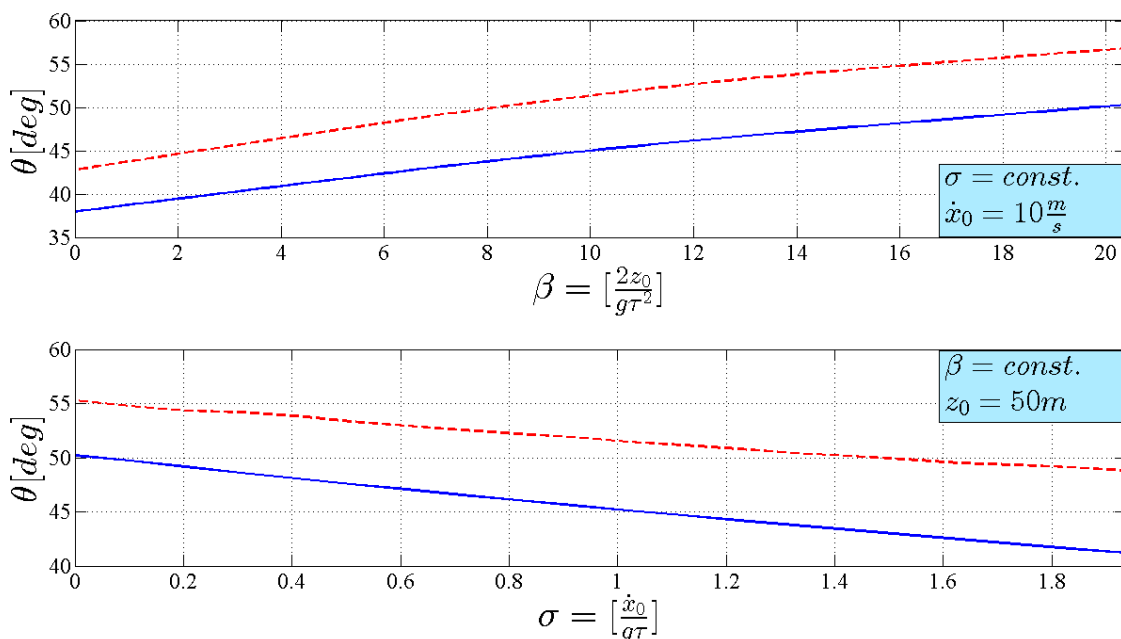
**Figura 2.20:** Andamento a) dell'accelerazione e b) della velocità, lungo l'asse verticale per  $h_0 = 40m$ , in presenza delle forze aerodinamiche

Si tenga presente che, la velocità limite raggiunta dal corpo, non dipende dalla quota iniziale. Infatti, una volta definito il sistema da valutare (es. drone), le caratteristiche del fluido entro il quale questo si muove, la velocità limite raggiunta, equazione 2.38, dipenderà solo dalla spinta fornita al corpo dai motori. In particolare, nell'esempio in Fig. 2.20, la spinta lungo l'asse verticale inerziale e funzione dell'angolo di beccheggio supposto, nell'esempio, pari a  $\theta = 0^\circ$  e, di conseguenza, è stata considerata la spinta massima possibile lungo tale asse. Questa saturazione della velocità di avanzamento motiva la differenza di gittata raggiunta nel caso aerodinamico. Per evidenziare ancora meglio la differenza sostanziale tra la gittata per il caso nominale e quello aerodinamico, in Fig. 2.21 viene valutata la gittata ed il corrispondente angolo di beccheggio per gli stessi valori dei parametri  $[\beta, \sigma]^T = [7.1356, 0.8155]^T$  dell'esempio in Fig. 2.8.



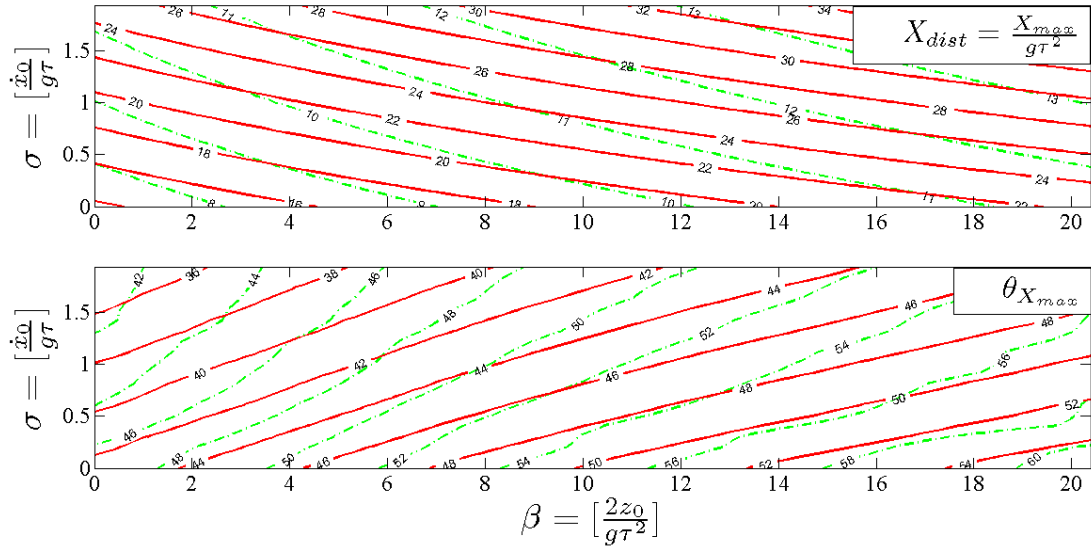
**Figura 2.21:** Esempio di valutazione della gittata massima per il modello aerodinamico

Come evidenziato dalla Fig. 2.21, la gittata massima si ha per un angolo di beccheggio pari a  $\theta \simeq 49^\circ$  e pari a  $X_{AERO}^{(MAX)} \simeq 102m$ , che risulta nettamente inferiore, circa  $110m$ , rispetto al caso nominale,  $X_{NOM}^{(MAX)} \simeq 219m$ . Inoltre questa è ottenuta per un angolo di beccheggio di quasi  $5^\circ$  maggiore. Anche per l'analisi aerodinamica viene riportato, come per quella nominale, l'andamento dell'angolo di beccheggio  $\theta$  al variare dei parametri  $[\beta, \sigma]$ .



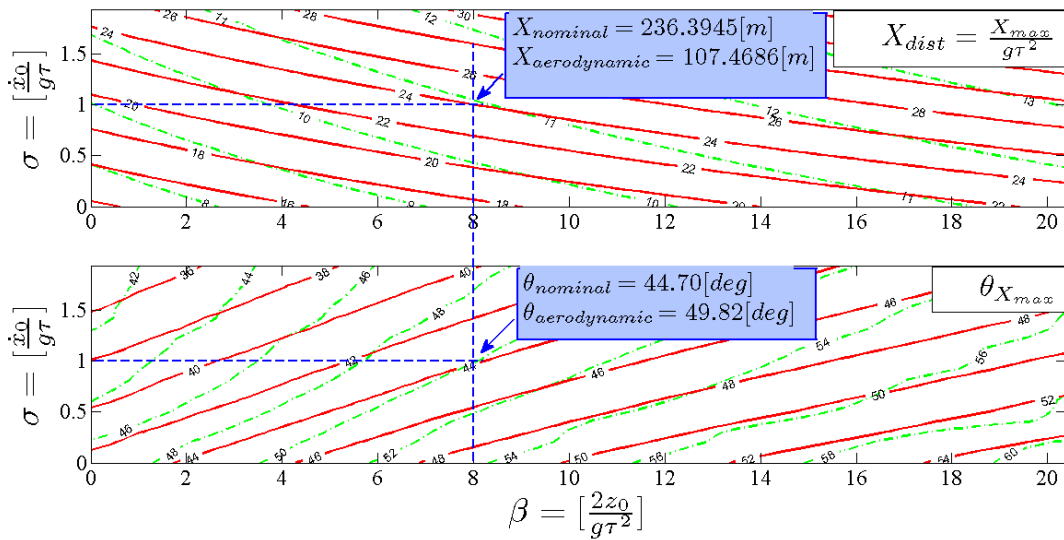
**Figura 2.22:** Confronto dell'andamento dell'angolo di beccheggio  $\theta$  al variare dei parametri  $[\beta, \sigma]$

Dalla Fig. 2.22 si evince come l'andamento dell'angolo di beccheggio  $\theta$  in funzione del solo parametro  $\beta$  sia del tutto simile, per il caso aerodinamico, a quello del caso nominale mostrando uno spostamento verso l'alto costante e pari a circa  $4^\circ$ . Viceversa, per quanto riguarda l'andamento del medesimo angolo in funzione del parametro  $\sigma$ , è possibile notare come, nel caso aerodinamico, questo abbia un andamento decrescente non proprio lineare, diversamente da quanto accade per il caso nominale. Queste differenze sono dovute al fatto che, variando il parametro  $\beta$ , e quindi la quota iniziale  $h_0$ , la forza aerodinamica che agisce sul corpo non viene modificata e, di conseguenza, a parte un fattore di traslazione l'andamento è lo stesso per entrambi i modelli. Mentre, la variazione della velocità iniziale longitudinale  $\dot{x}_0$  produce una variazione della forza aerodinamica lungo l'asse, appunto, longitudinale che, di conseguenza, comporta una variazione non più lineare sull'angolo di beccheggio essendo la forza aerodinamica funzione del quadrato della velocità, 2.21. Questa analisi permette di affermare che, per quanto riguarda il caso peggiore di gittata, il modello nominale è sicuramente quello più conservativo in quanto, come illustrato dalle figure riportate, produce una distanza in ogni condizione maggiore del modello aerodinamico. Dovendo però utilizzare questo tipo di analisi per l'implementazione del muro virtuale che delimiti le zone di volo, la soluzione fornita dal modello nominale risulterebbe troppo stringente e, di conseguenza, non praticabile. Diversamente, se pur con l'ausilio di un modello semplice, l'analisi aerodinamica, permette di ottenere dei risultati interessanti anche dal punto di vista dell'utilizzo degli stessi al fine di costruire il supporto al pilota proposto in questo lavoro di tesi. Al fine di evidenziare le differenze delle gittate nel caso nominale rispetto a quello aerodinamico, in Fig. 2.23 vengono riportate le curve di livello ottenute per entrambi i modelli.

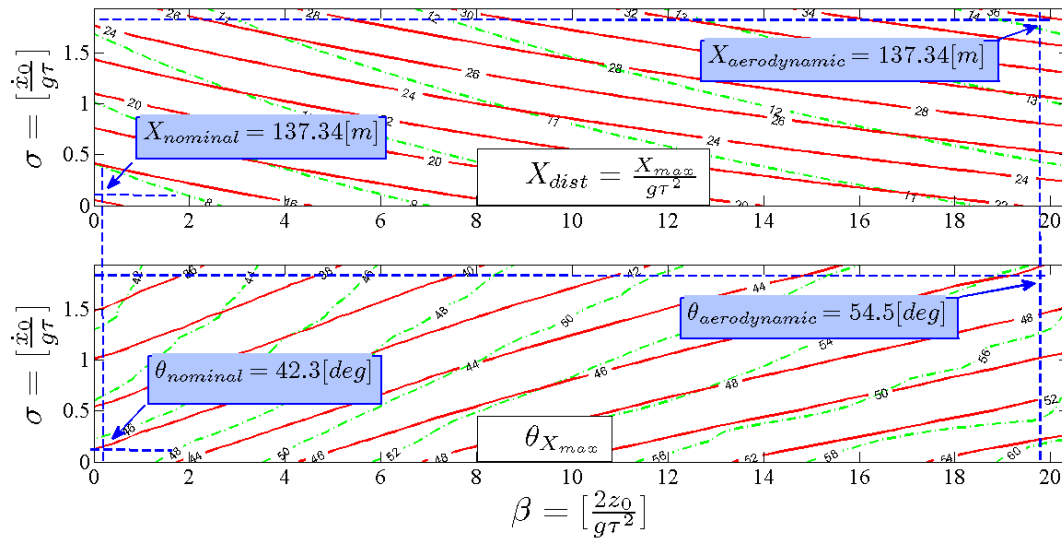


**Figura 2.23:** Curve di livello per la gittata ed il corrispondente angolo  $\theta$  ottenute con il modello nominale (rosso) e per il modello aerodinamico (verde) in funzione dei parametri  $[\beta, \sigma]$

E' facile notare dalla Fig. 2.23 come, presa una qualsiasi curva di livello per il modello nominale (rosso) la corrispondente curva di livello del modello aerodinamico (verde), assuma valori nettamente inferiori. Quanto appena esposto viene confermato, in maniera più esplicita, dalle Fig. 2.24-2.25 nelle quali vengono riportati i confronti di gittata ed angolo di beccheggio  $\theta$  per un fissato valore dei parametri  $[\beta, \sigma]$  (Fig. 2.24 e per un fissato valore di gittata  $X_{dist}$  (Fig. 2.25).



**Figura 2.24:** Confronto tra gittata ed angolo  $\theta$  tra il modello nominale (rosso) ed il modello aerodinamico (verde), fissati i parametri  $[\beta, \sigma]$



**Figura 2.25:** Confronto dei parametri  $\beta$  e  $\sigma$  per il modello nominale (rosso) ed il modello aerodinamico (verde), fissato il valore di gittata  $X_{dist}$

Nella Fig. 2.24 viene mostrato un esempio in cui per valori dei parametri pari a  $[\beta, \sigma]^T = [8, 1]^T$ , corrispondenti a delle condizioni iniziali pari a  $[h_0, \dot{x}_0]^T \simeq [40m, 10\frac{m}{s}]^T$ , il valore di gittata ottenuto per il modello nominale,  $X_{nominal} \simeq 236m$ , sia abbastanza superiore a quello ottenuto per il modello aerodinamico,  $X_{aerodynamic} \simeq 107m$ . Tali valori, inoltre, sono ottenuti per un angolo di beccheggio pari a  $44.7^\circ$  e  $49.8^\circ$  per il modello nominale e aerodinamico, rispettivamente. Questo conferma quanto precedentemente illustrato e discusso. La Fig. 2.25 mostra invece un esempio in cui vengono valutati i parametri  $[\beta, \sigma]$  ottenuti per il modello nominale e quello aerodinamico, a parità di gittata  $X_{dist}$ . La differenza tra i due modelli risulta abbastanza evidente. Infatti, al fine di ottenere una gittata di circa  $X_{dist} \simeq 137m$ , il modello aerodinamico deve disporre di una velocità longitudinale iniziale 10 volte superiore a quella del modello nominale ed una quota iniziale, anch'essa, 10 volte superiore ed, inoltre, l'angolo che la produce risulta maggiore di circa  $10^\circ$ . Questo conferma quanto introdotto all'inizio del presente Capitolo sulle ipotesi supposte per l'analisi della gittata nel caso peggiore. Si tenga comunque presente che, nell'utilizzo pratico, un'analisi nominale risulta fin troppo conservativa. Di seguito viene riportata l'analisi, per il modello aerodinamico, sulle probabilità dei punti di impatto che va a completare la parte riguardante i guasti sul GPS, sensore di pressione e del sistema di controllo.



### 2.4.2.2 Analisi Probabilistica

Obiettivo di questa parte di analisi è quello di valutare, se possibile e se sussiste, quali siano le probabilità dei punti di impatto in funzione di una distribuzione uniforme dell'angolo di beccheggio  $\theta$ . I parametri ed i rispettivi valori sono i medesimi di Tabella 2.3 in modo da ottenere, ovviamente, dei risultati paragonabili con il caso nominale. Di seguito si riporta uno schema sulla procedura logica seguita al fine di produrre i risultati cercati.

**Data:** values of  $(h_0, \theta)$

**Result:** probability density function of  $X_{dist}(h_0)$

generate a uniform distribution of pitch angle  $\theta$

**for**  $\theta$  **do**

    | simulate aerodynamic\_model  $X(h_0, \theta_i)$

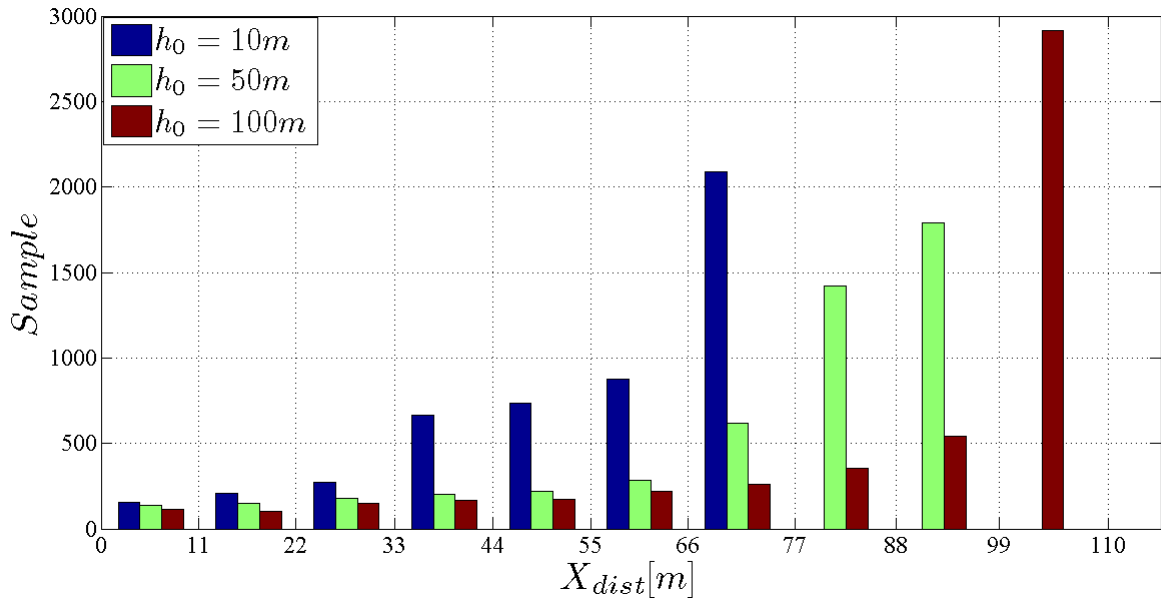
**end**

compute the cumulative function  $F_X(x)$

compute the probability density function as  $f_X(x) = \frac{dF_X(x)}{dx}$

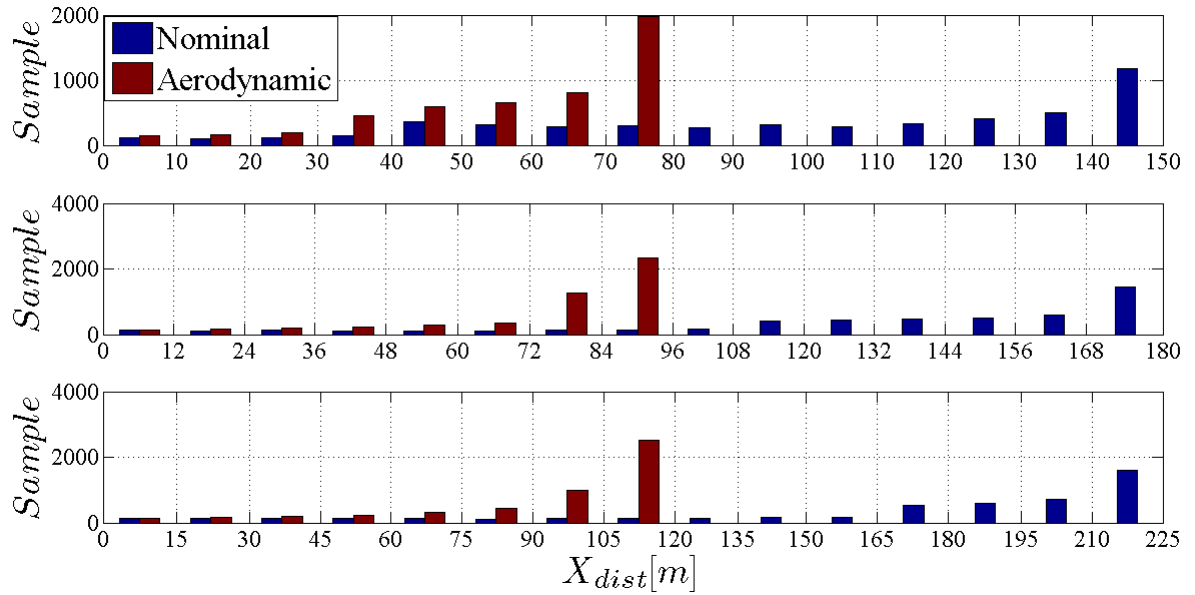
**Algoritmo 4:** Analisi probabilista sulla gittata per una distribuzione uniforme dell'angolo  $\theta$

Anche per il modello aerodinamico, la funzione di densità di probabilità è stata calcolata per via numerica attraverso la funzione cumulativa  $F_X(x)$ . In Fig. 2.26 viene riportato l'istogramma, come per il caso nominale, ottenuto dall'analisi probabilistica al variare delle quote iniziali.



**Figura 2.26:** Istogramma della gittata in funzione di una distribuzione uniforme dell'angolo di beccheggio  $\theta$ , per  $h_0 = 10m$  (blu),  $h_0 = 50m$  (verde) e  $h_0 = 100m$  (rosso)

Come per il caso nominale, anche il modello aerodinamico porta alla conclusione che, per quote iniziali  $h_0 \geq 10m$ , il caso peggiore risulta essere anche quello più probabile. Infine in Fig. 2.27 sono riportati i confronti tra i due modelli considerati, nominale ed aerodinamico, per l'analisi probabilistica.



**Figura 2.27:** Istogramma della gittata in funzione di una distribuzione uniforme dell'angolo di beccheggio  $\theta$ , modello nominale (blu) e modello aerodinamico (rosso), per le 3 differenti quote iniziali,  $10m$ ,  $50m$  e  $100m$

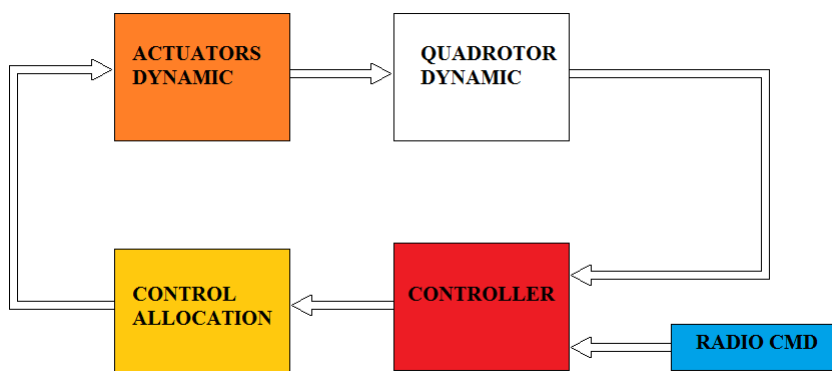
La Fig. 2.27 mostra come, a parte ovvie differenze dovute al punto di distanza massima raggiunto, per entrambi i modelli e per quote iniziali  $h_0 \geq 10m$ , il punto di impatto più probabile corrisponda a quello del caso peggiore. Si può infatti notare come, per  $h_0 = 10m$  il numero di campioni che cadono nel range di gittata maggiore siano  $\#X_{nom} \simeq 1200$  e  $\#X_{aero} \simeq 2000$  che, su un totale di 5000 campioni, risulta essere il 30% circa per entrambi i modelli. Questa percentuale tende a crescere con la quota iniziale come evidenzia la Fig. 2.27 per  $h_0 = 100m$  dove questa vale circa 50% sia per il modello nominale che per quello aerodinamico. In conclusione, l'analisi probabilistica effettuata anche per il modello aerodinamico, mostra come, al fine di fornire una predizione sul punto di impatto, si possa tener conto dei risultati esposti nell'analisi del caso peggiore.

## 2.5 Avaria Motore

Nelle sezioni precedenti sono state riportate ed esplicate le analisi svolte, sia attraverso il modello nominale che attraverso il modello aerodinamico, per quanto riguarda guasti dovuti al sistema di controllo, al sensore di pressione e/o al segnale GPS. Il risultato di queste analisi è stato quello di fornire le gittate nel caso peggiore, e quelle più probabili, utilizzate poi per la costruzione della *fence* in presenza dei suddetti guasti. Nel caso in cui, invece, il guasto riguardi il sistema di propulsione, cioè un motore o un elica, diversi fattori entrano in gioco sullo studio delle traiettorie e, di conseguenza, del punto di impatto. Un guasto su un motore porterà il velivolo in una condizione non voluta e, di conseguenza, il sistema di controllo interverrà per cercare di compensare l'errore. L'intervento del sistema di controllo a seguito di un guasto modificherà la dinamica del velivolo. Non risulta dunque più realistica l'ipotesi che i restanti motori spingano al massimo per un certo intervallo di tempo  $\tau$  e, ancor meno, che l'assetto del velivolo resti costante. Il fatto che il sistema di controllo influenzi la dinamica implica che anche il punto di impatto dipenderà da come questo vada ad agire sul velivolo. Per questo motivo lo studio delle traiettorie in presenza di un simile guasto, non risulta possibile attraverso un modello analitico come fatto in precedenza. Le analisi di seguito illustrate sono state svolte attraverso l'ausilio di un modello di simulatore, sviluppato in ambiente *MatLab/Simulink*, basato sulla dinamica reale del drone sviluppato, attraverso il progetto *ICARO*, presso l'Università di Pisa del Dipartimento di Ingegneria dell'Informazione.

### 2.5.1 Simulatore Drone

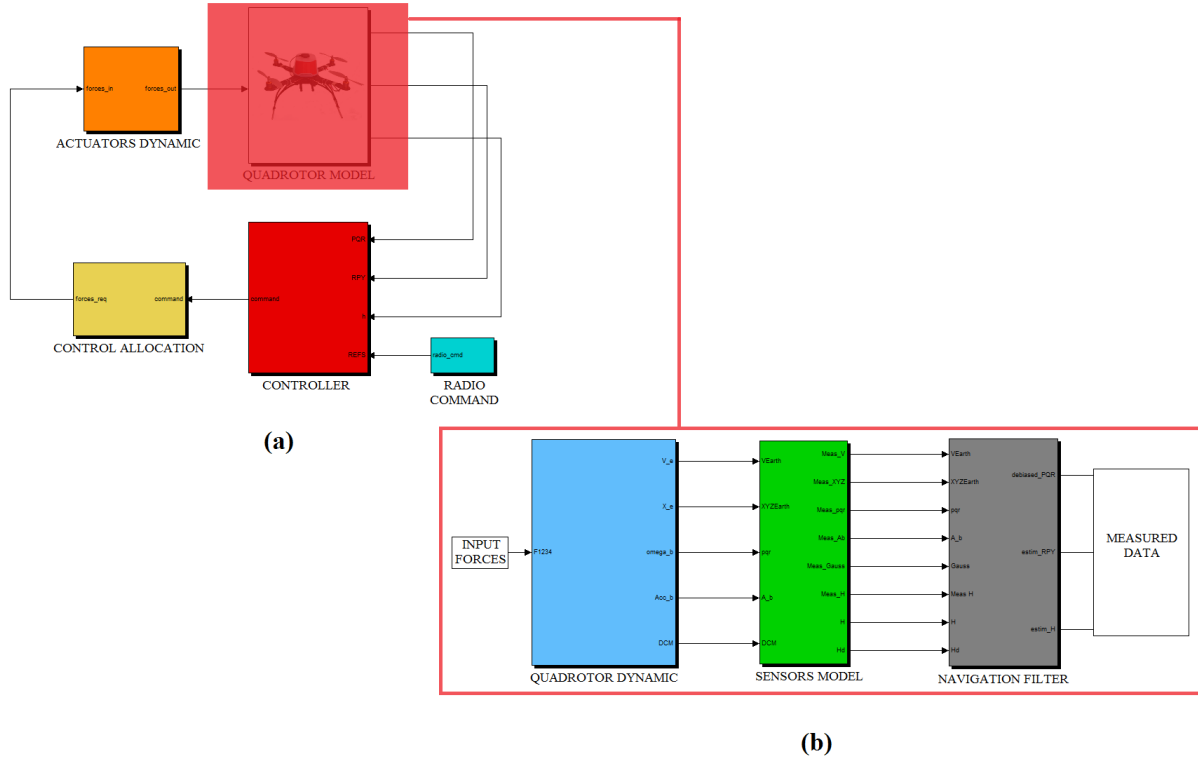
Il simulatore del drone sviluppato ed utilizzato durante questa fase di analisi segue la logica illustrata nel seguente diagramma a blocchi.



**Figura 2.28:** Schema a blocchi del simulatore del drone realizzato

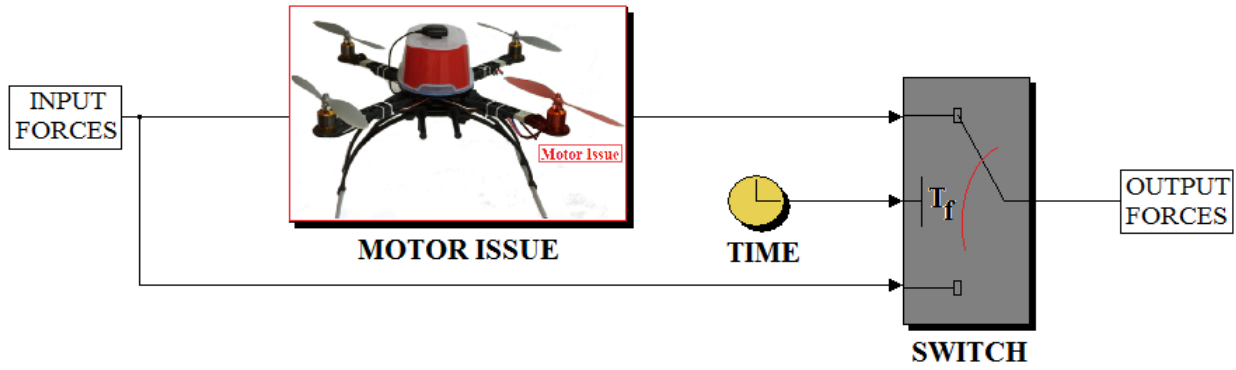
In Fig. 2.28 vengono evidenziati i blocchi principali che permettono di realizzare un simulatore per il quadricottero sviluppato. In particolare, si ha che : a) il blocco bianco realizza tutta la dinamica, compresi gli effetti aerodinamici, del drone, b) il blocco arancione si preoccupa di modellare la dinamica degli attuatori, c) il blocco giallo fornisce, in funzione della richiesta dei comandi in ingresso, le rispettive forze ai motori, tale blocco realizza la funzione espressa dalla matrice di allocazione presentata in equazione 2.1, d) il blocco rosso rappresenta i controllori che forniscono le richieste di spinta, coppia di rollio, beccheggio ed imbardata  $[T, L, M, N]^T$ , in funzione dei riferimenti e dello stato del drone in ingresso, e e) il blocco azzurro fornisce i riferimenti derivanti dai comandi impartiti dal pilota attraverso la radio. Al fine di realizzare una simulazione in cui si

verifichi l'avaria di un motore, dallo schema in Fig. 2.28 è facile notare come basterà intervenire sul blocco arancio. In maniera più dettagliata, di seguito in Fig. 2.29, viene riportato lo schema effettivamente realizzato in ambiente *MatLab/Simulink* che, per facilità di comprensione, riporta gli stessi colori dei blocchi in Fig. 2.28.



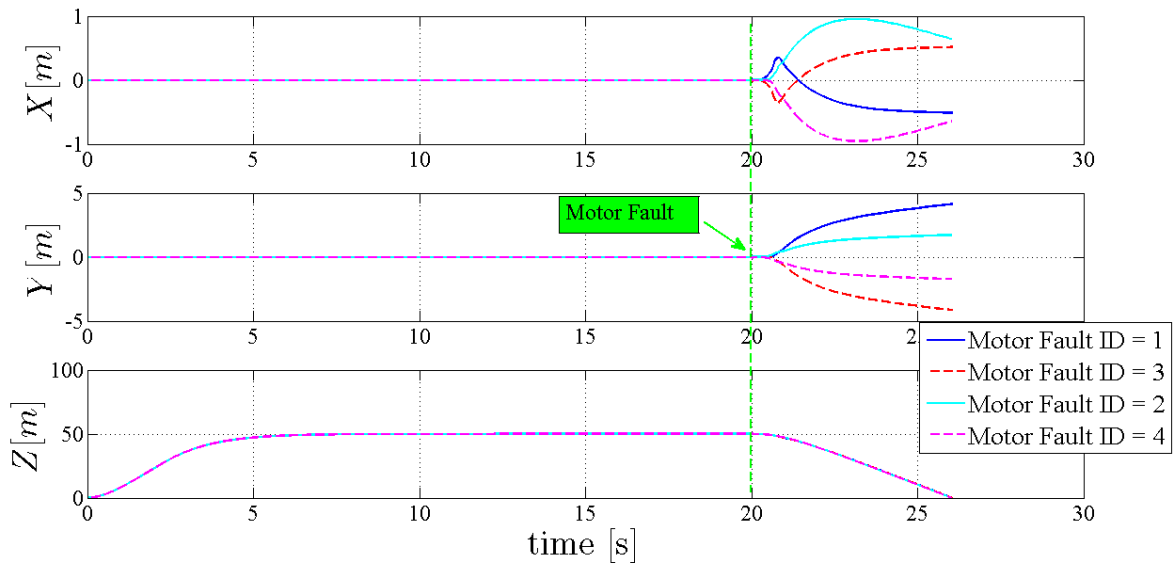
**Figura 2.29:** Schema del simulatore realizzato in ambiente MatLab/Simulink, a) intero sistema e b) struttura interna del blocco Quadrotor Model

Dalla Fig. 2.29 (b) è facile notare come, nello schema realizzato, sia presente la simulazione di tutta la parte riguardante i sensori di cui è composto un drone reale e dei necessari filtri di navigazione. Nel caso particolare in esame, il blocco arancio, riceve in ingresso un vettore  $\vec{F}^{4 \times 1}$  e, di conseguenza, la matrice in equazione 2.1 è quadrata,  $M^{4 \times 4}$ . In uscita, tale blocco, fornisce le quattro forze ai motori che determinano la dinamica del drone. A questo punto, al fine di simulare la perdita di un motore, è stato realizzato un sistema di *switching* all'interno del blocco arancio che, ad un certo istante di tempo, fornisce in uscita solo tre delle quattro forze effettivamente richieste dal sistema di controllo imponendone una a zero. In Fig.2.30 viene evidenziato quanto appena esposto sulla simulazione dell'avaria di un motore.



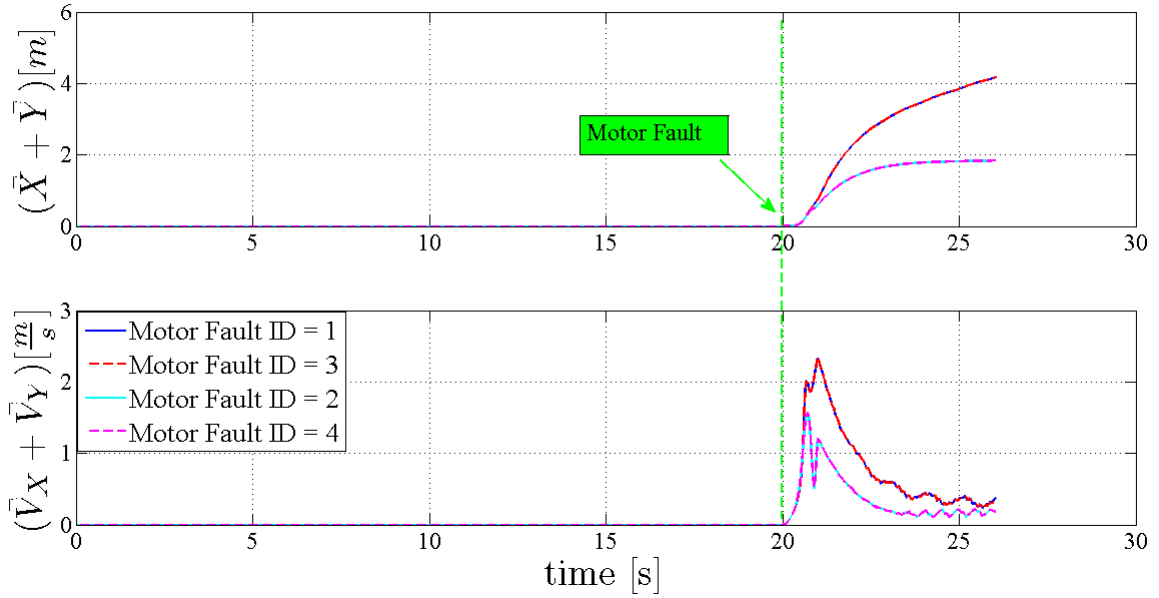
**Figura 2.30:** Realizzazione dell'avaria di un motore per le simulazioni in ambiente MatLab/Simulink

Di seguito verranno riportati i risultati ottenuti dalla simulazione nel caso in cui si verifichi un guasto prima sul motore 1 e successivamente sul motore 2. Si tenga presente che, data la simmetria del sistema (quadrilatero), una volta ottenuti i risultati per guasti sul motore 1 e 2, i restanti guasti sui motori 3 e 4, risultano simmetrici ai precedenti e, di conseguenza, inutili da ottenere attraverso ulteriori simulazioni. In Fig. 2.31 sono riportati gli andamenti delle posizioni del drone lungo gli assi  $(x, y, z)$  che dimostra quanto appena esposto sulla simmetria del sistema.



**Figura 2.31:** Posizione del drone lungo gli assi  $(x, y, z)$  a seguito di un guasto al tempo  $t_{fault} = 20[s]$  sul motore 1 (blu), motore 2 (azzurro), motore 3 (rosso), motore 4 (magenta)

La Fig. 2.31 mostra la posizione del drone a seguito di un guasto su un motore mentre questo si trovava ad una quota di *hover* di  $h_{hover} = 50m$ . Risulta facile notare come, le posizioni dei motori simmetrici, siano anch'esse simmetriche. Per meglio comprendere come un guasto su un motore produca una distanza assoluta identica a quella prodotta dal suo simmetrico, in Fig. 2.32 vengono mostrati gli andamenti della norma nel piano  $(x, y)$  della posizione e della velocità del drone.



**Figura 2.32:** Norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x,y)$  del drone a seguito di un guasto al tempo  $t_{fault} = 20[s]$  sul motore 1 (blu), motore 2 (azzurro), motore 3 (rosso), motore 4 (magenta)

In Fig. 2.32 si evidenzia anche una differenza tra la distanza, in norma, percorsa a seconda che il guasto avvenga sui motori  $(1,3)$ , rispetto al caso in cui questo avvenga sui motori  $(2,4)$ . Tale comportamento, non intuitivo, è dovuto al fatto che il controllore continui ad agire per un periodo di tempo  $\tau = 1sec$  dopo il verificarsi del guasto. Questo aspetto verrà comunque esaminato a breve. Di seguito verranno presentati i valori massimi assunti lungo gli assi  $(x,y,z)$ , essendo in questo caso il modello completo a  $6DOF$ , e, per completare l'analisi, anche l'assetto assunto dal velivolo a seguito del guasto nonché le forze richieste, ed effettivamente attuate, ai motori.

### 2.5.2 Risultati Simulazioni Avaria Motore

Le simulazioni svolte al fine di valutare i punti di impatto a seguito di un guasto su un motore, sono state effettuate variando la quota iniziale alla quale si trovava il drone in condizioni di *hovering*. In particolare, in Tabella 2.5, sono riportati i valori presi in esame per la quota durante i test e gli identificativi dei motori per i quali sono stati simulati i guasti.

Parametro	Valore
$h_0(m)$	$[0, 100]$
$mot_{id}$	$[1, 2]$

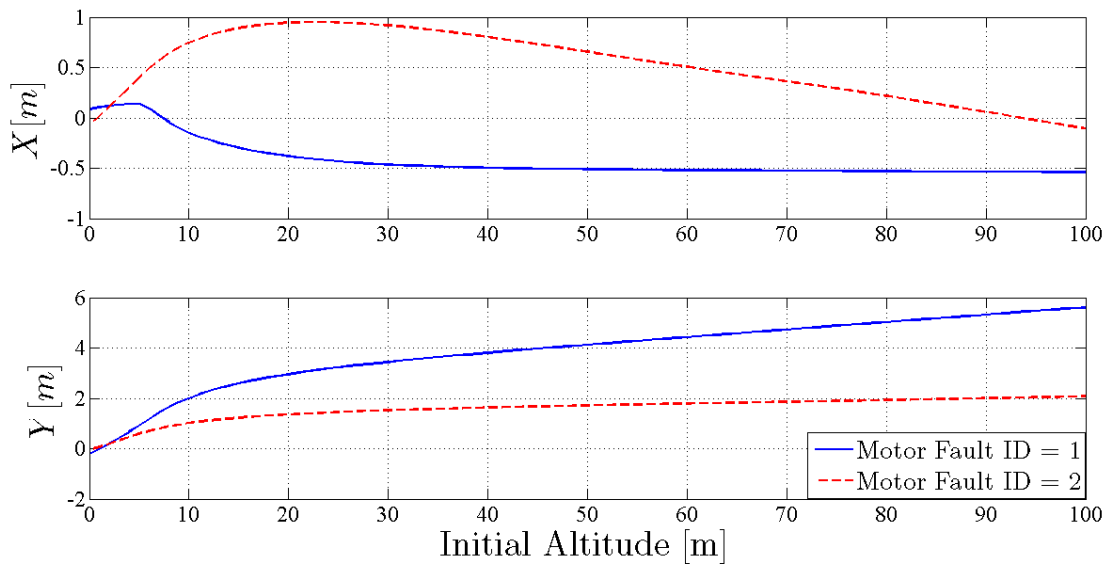
**Tabella 2.5:** Valori di quota iniziale  $h_0$  considerati per le simulazioni nel caso di avaria di un motore

Le caratteristiche del drone sono invece le stesse utilizzate nelle precedenti simulazioni di Tabella 2.1 che, per facilità di lettura, vengono riportate di seguito.

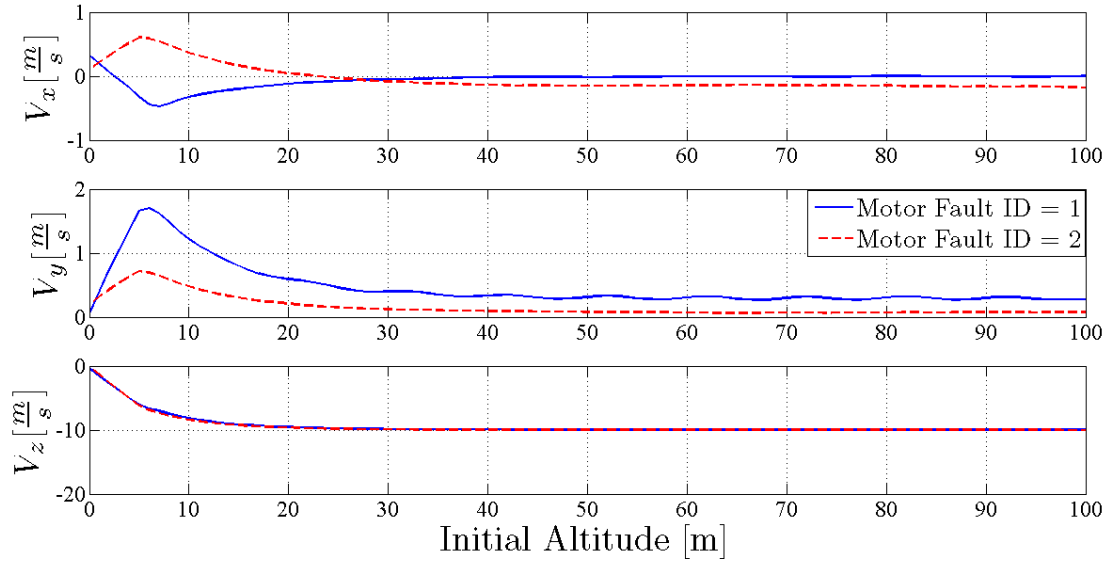
Parametro	Valore
$d_S(m)$	0.25
$m(Kg)$	1.00
$\tau(s)$	1.00
$N_{prop}$	4
$T_{max}(N)$	10.00

**Tabella 2.6:** Caratteristiche fisiche del drone considerate per la fase di analisi dell'avaria di un motore

Le Fig. 2.33-2.34 illustrano gli andamenti delle posizioni e delle velocità, rispettivamente, lungo gli assi  $(x,y,z)$  in funzione della quota iniziale di *hover* alla quale si trovava il drone.



**Figura 2.33:** Posizione del drone nel piano  $(x,y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$  in caso di avaria sul motore 1 (blu) e sul motore 2 (rosso)



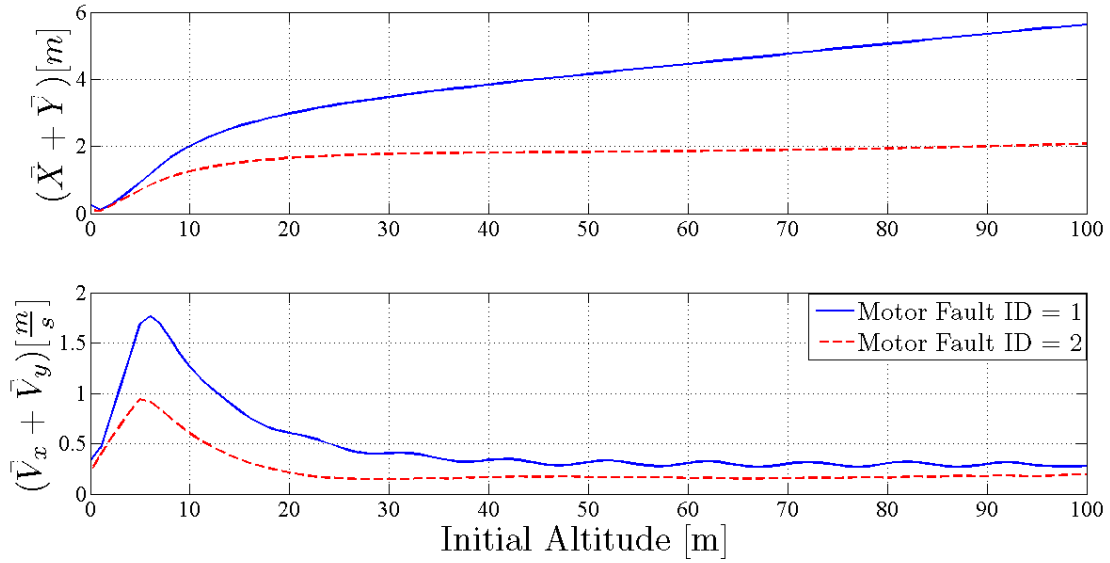
**Figura 2.34:** Velocità del drone lungo gli assi  $(x, y, z)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$  in caso di avaria sul motore 1 (blu) e sul motore 2 (rosso)

Si noti che, diversamente dalle analisi mostrate precedentemente, essendo il modello sviluppato sulla base delle caratteristiche reali di un drone, di conseguenza a  $6DOF$ , sono riportati gli andamenti lungo tutti gli assi. Dalle Fig. 2.33-2.34 è possibile notare come gli andamenti lungo gli assi  $(x, y)$ , sia per la posizione che per la velocità, siano differenti a seconda che il guasto avvenga sul motore 1 o sul motore 2. Questo è dovuto al fatto che, per un periodo di tempo  $\tau = 1sec$  dopo il verificarsi del guasto, il controllore continuerà ad agire cercando di compensare l'errore che, nel caso di avaria sul motore 1 sarà principalmente sull'angolo di beccheggio  $\theta$  mentre, nel caso di avaria sul motore 2 sarà principalmente sull'angolo di rollio  $\phi$ . A seguito di un tale errore, dalla dinamica del drone, si avrà una variazione sulla velocità di imbardata che, sempre il controllore, cercherà di regolare a zero producendo così i differenti effetti mostrati in Fig. 2.33-2.34. Infatti si ha che, la dinamica sulle velocità angolari implementata sul modello è la seguente

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \frac{\sin \theta}{\cos \theta} \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (q \sin \phi + r \cos \phi) \frac{1}{\cos \theta}\end{aligned}\tag{2.39}$$

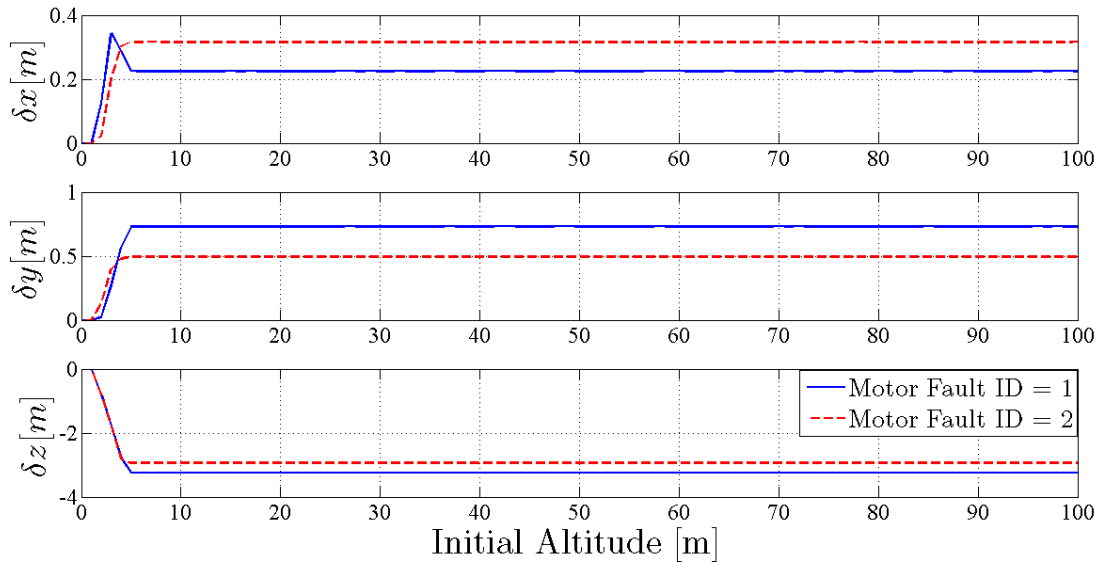
Dalle quali risulta facile notare come, una variazione sull'angolo  $\theta$ , produrrà una variazione sulla velocità angolare di imbardata  $\psi$  maggiore rispetto al caso in cui, tale variazione, avvenga sull'angolo  $\phi$ . La Fig. 2.35 mostra in maniera più chiara, la dinamica nel piano  $(x, y)$  per quanto riguarda posizione e velocità.





**Figura 2.35:** Norma della distanza e della velocità nel piano  $(x,y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$  in caso di avaria sul motore 1 (blu) e sul motore 2 (rosso)

A conferma di quanto poco sopra discusso, la Fig. 2.35, evidenzia come la distanza complessivamente percorsa prima dell'impatto, a seconda del motore sul quale si presenta il problema, varia di circa  $4m$ . Tale differenza risulta sempre più evidente per quote iniziali  $h_0 \geq 10m$ . Un fattore importante da valutare, per la presente analisi, risulta essere la differenza di posizione tra l'istante in cui si presenta il malfunzionamento e quello alla fine della fase di accelerazione non controllata, periodo di tempo pari a  $\tau$ . In Fig. 2.36 è possibile valutare tale differenza lungo i tre assi  $(x,y,z)$ .



**Figura 2.36:** Differenza tra la posizione lungo gli assi  $(x,y,z)$  assunta un istante prima del verificarsi del guasto e la posizione assunta dopo un tempo  $\tau$  al variare della quota iniziale  $h_0$ , per avaria sul motore 1 (blu) e sul motore (rosso)

In Tabella 2.7 sono riportati i valori numerici delle variazioni lungo i tre assi, illustrati in Fig. 2.36.

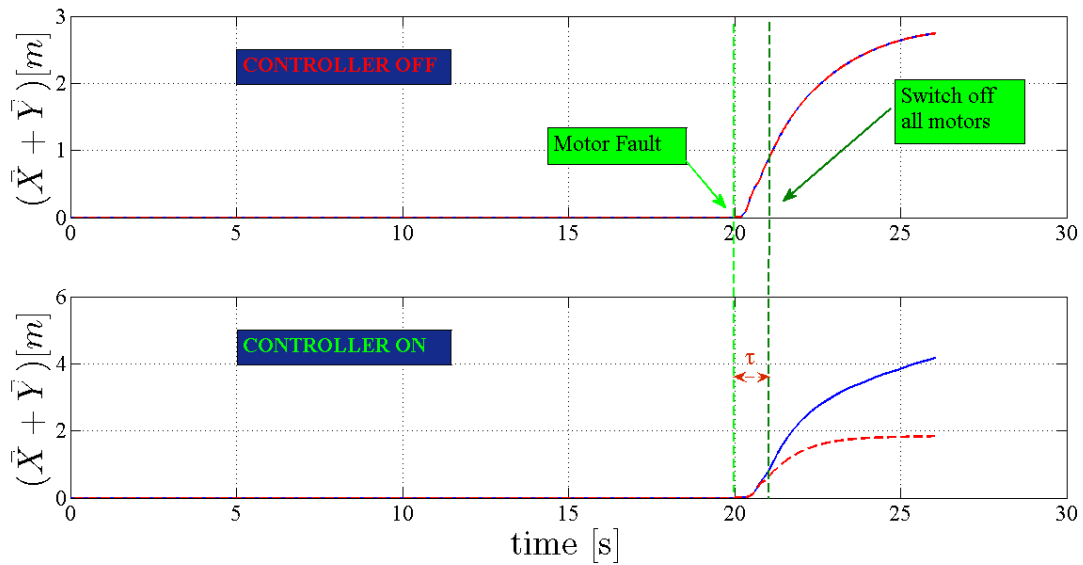
Parametro	ID 1	ID 2
$\delta x(m)$	0.2245	0.3161
$\delta y(m)$	0.7301	0.4960
$\delta z(m)$	-3.2360	-2.9290

**Tabella 2.7:** Variazione della posizione lungo gli assi  $(x,y,z)$

Risulta evidente dunque come, il presentarsi di un avaria su uno dei motori che regola l'angolo di beccheggio  $\theta$  ( $m_1, m_3$ ), produca un effetto sulla variazione della posizione maggiore rispetto al caso in cui questa avvenga sui motori che regolano l'angolo di rollio  $\phi$  ( $m_2, m_4$ ). Guardando alla norma della variazione di posizione, nel piano  $(x,y)$ , questa risulta di circa  $\delta pos_{ID1} \simeq 0.8m$  e  $\delta pos_{ID2} \simeq 0.6m$  nel caso di avaria sul motore 1 e sul motore 2, rispettivamente. Questa osservazione porta un ulteriore rafforzamento all'ipotesi delle analisi presentate all'inizio del Capitolo riguardo allo studio del caso peggiore, dopo appunto si considerava la dinamica in funzione della variazione del solo angolo di beccheggio  $\theta$ .

#### Effetti del Controllore sulla Dinamica di Impatto

Come illustrato dalle equazioni 2.39, la dinamica della velocità di imbardata dipende, ovviamente, anche dalla variazione degli angoli di rollio  $\phi$  e di beccheggio  $\theta$ . Questo fa sì che, una rotazione non richiesta di tali angoli, produca una velocità di imbardata non voluta che, se previsto dal controllore in uso, sarà compensata, come nel caso in esame. L'intervento del controllore a seguito di un guasto su un motore produce le differenti dinamiche di posizione e velocità appena illustrate. Al fine di mostrare come la presenza del controllore produca una dinamica di posizione non simmetrica per guasti su motori ortogonali, in Fig. 2.37, vengono riportate le norme del vettore posizione nel piano  $(x,y)$  nel caso in cui il controllore venga spento al verificarsi del guasto e nel caso in cui questo sia lasciato agire per un tempo  $\tau = 1sec$ .



**Figura 2.37:** Norma del vettore posizione nel piano  $(x,y)$  per un guasto sul motore 1 (blu) e sul motore 2 (rosso) nel caso in cui non si lasci agire il controllore (a) oppure lo si lasci agire per un tempo  $\tau = 1[s]$  (b)

La Fig. 2.37 dimostra quanto discusso e quanto evidenziato dalle equazioni 2.39. La presenza del controllore, a seguito di un guasto, sposta il punto di impatto a distanze superiori a circa  $3m$  rispetto al caso in cui questo non fosse presente in tale situazione. Si tenga presente che, disabilitare il controllore nello stesso istante in cui si presenti il problema, non risulterebbe un'ipotesi realistica. Infatti, se pur per breve tempo, il controllore continuerà ad agire per compensare la dinamica prima che, un eventuale sistema di sicurezza, spenga sia il sistema di controllo che i motori stessi. Per queste ragioni, tutti i risultati esposti come precedentemente introdotto, terranno conto di un tempo di ritardo  $\tau$  in cui il controllore continuerà ad agire sulla dinamica del sistema.

#### Variazione Spinta Massima

Le analisi esposte sin ora sono state effettuate utilizzando come valore di spinta massima per il singolo motore  $10N$ . Ovviamente, se pur sempre valide, un tale valore per un velivolo di massa  $1Kg$ , risulta abbastanza irrealistico. Infatti, è uso comune, dimensionare i motori di un tale velivolo come il doppio della spinta necessaria a mantenerlo in condizioni di *hover*. Di conseguenza, ogni singolo motore, potrà fornire una spinta massima pari a

$$F_{max} = \frac{2F_{hover}}{N_{prop}} \quad (2.40)$$

nel caso in esame, con le caratteristiche di Tabella2.1, si ha che la spinta minima per la condizione di *hover* risulti

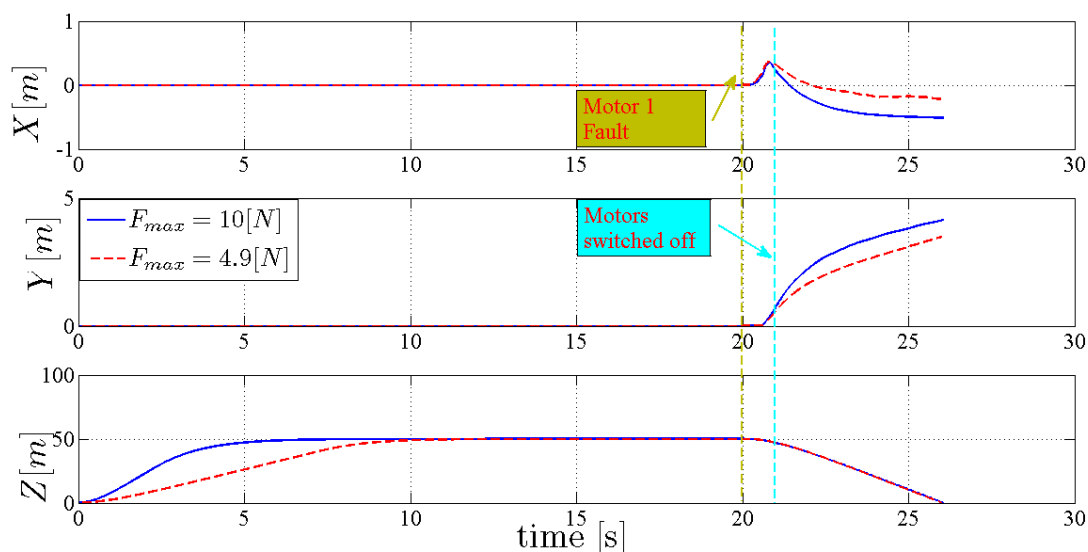
$$\begin{aligned} F_{hover} &= \frac{mg}{N_{prop}} \\ &= \frac{9.81}{4} \simeq 2.45N \\ F_{max} &= 2F_{hover} \simeq 4.9N \end{aligned} \quad (2.41)$$

I risultati mostrati di seguito sono stati ottenuti, dunque, utilizzando i nuovi valori di spinta massima e dei parametri di Tabella2.8.

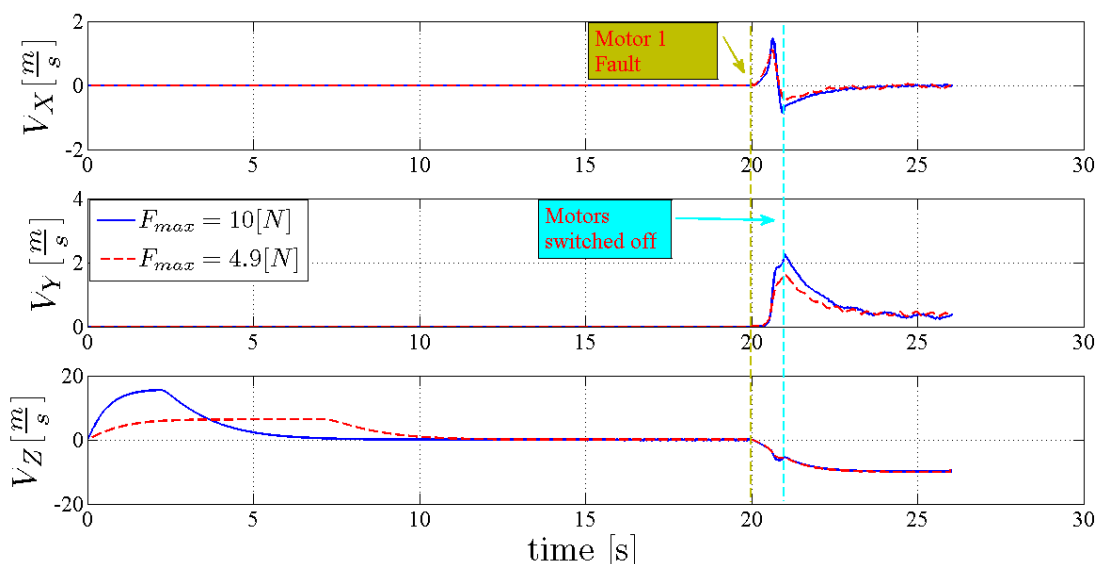
Parametro	Valore
$d_S(m)$	0.25
$m(Kg)$	1.00
$\tau(s)$	1.00
$N_{prop}$	4
$T_{max}(N)$	4.90
$h_0(m)$	50
$mot_{id}$	1
$T_{fault}(s)$	20

**Tabella 2.8:** Caratteristiche fisiche del drone e valore dei parametri considerati per l'analisi completa sull'avaria di un motore a quota  $h_0$  fissa

Nei risultati di seguito riportati è stato scelto di mostrare la dinamica completa dal momento del decollo al momento dell'impatto, a seguito di un guasto sul motore 1, in un caso più simile alla realtà secondo i parametri di Tabella2.8. Inoltre, al fine di evidenziare come la spinta massima fornita dal singolo motore possa influenzare la dinamica di impatto del velivolo nel caso in esame, i risultati mostrano un confronto tra caso realistico, Tabella2.8, e caso precedentemente esposto, in cui  $T_{max} = 10N$ .

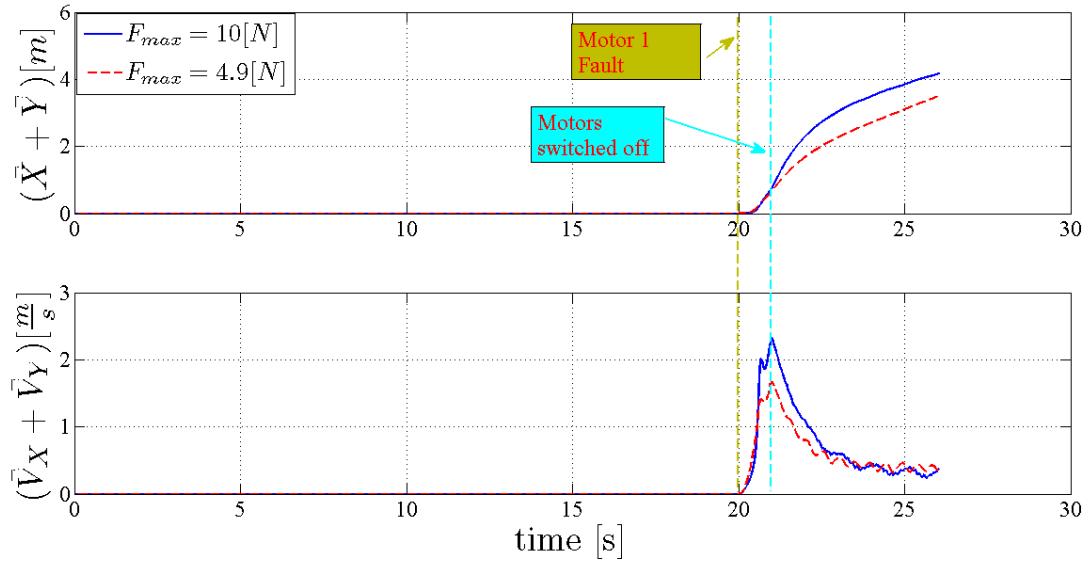


**Figura 2.38:** Posizioni lungo i tre assi  $(x,y,z)$  per  $F_{max} = 10N$  (blu) e  $F_{max} = 4.9N$  (rosso)



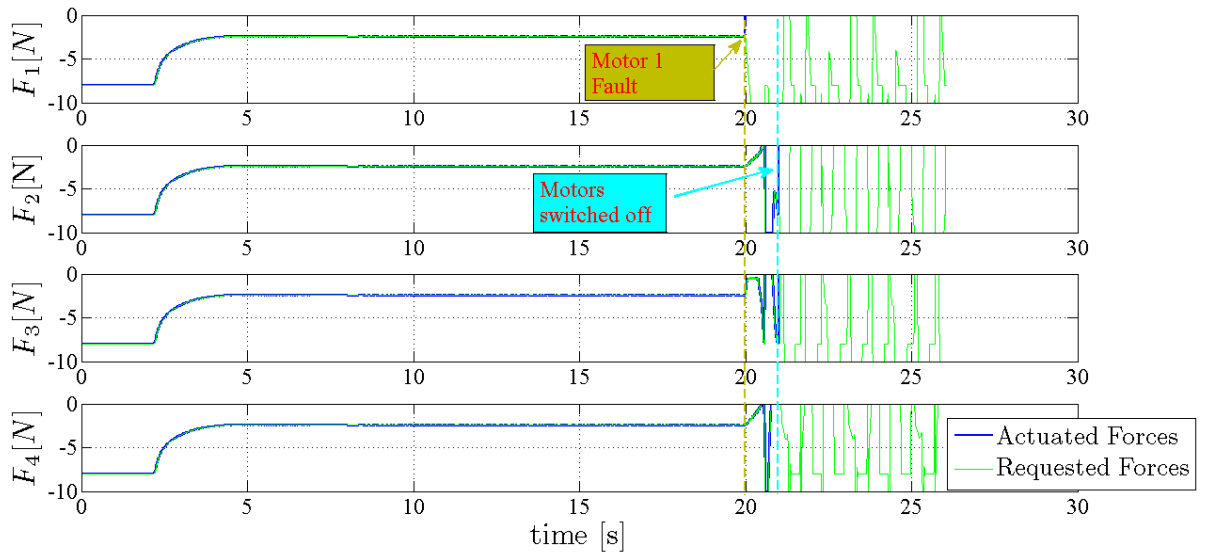
**Figura 2.39:** Andamento delle velocità lungo i tre assi  $(x,y,z)$  per  $F_{max} = 4.9N$  (blu) e  $F_{max} = 10.0N$  (rosso)

Dalle Fig. 2.38-2.39 è possibile notare come un differente valore di spinta massima per i motori, vada ad influenzare principalmente il tempo in cui il velivolo si stabilizza alla quota di riferimento (in questo caso posta a  $50m$ ). Per quanto riguarda la dinamica lungo l'asse verticale  $z$ , non si hanno differenze apprezzabili. Diversamente, la dinamica nel piano  $(x,y)$  mostra come una differenza di spinta massima produca, alla fine della fase di accelerazione non controllata (istante di tempo che va da  $t_1 = 20sec$  a  $t_2 = 21sec$ ), una dinamica differente. In Fig. 2.40 viene riportata la norma della distanza e della velocità nel piano  $(x,y)$ .



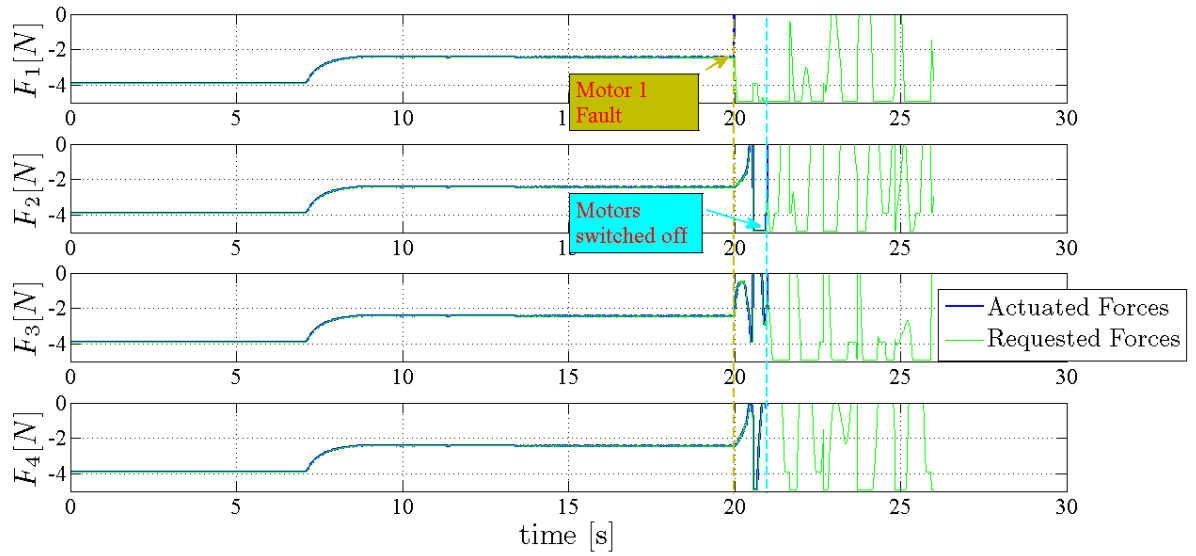
**Figura 2.40:** Norma della distanza e della velocità nel piano  $(x,y)$  per  $F_{max} = 10N$  (blu) e  $F_{max} = 4.9N$  (rosso)

Nonostante sia stata considerata una forza di spinta massima pari alla metà ( $F_{max} = 4.9N$ ), rispetto a quella utilizzata in tutte le analisi presentate, la differenza, dal punto di vista della distanza di impatto, per una quota iniziale di  $50m$  è di circa  $0.7m$  che risulta poco apprezzabile. Al fine di fornire un visione complessiva sulla dinamica dell'impatto esaminata, in Fig. 2.41-2.42 vengono mostrate le forze ai motori.



**Figura 2.41:** Forze ai motori attuate (blu) e richieste dal controllo (verde), per  $F_{max} = 10N$

Tralasciando, ovviamente, i valori massimi raggiunti dai singoli motori per i due casi analizzati in Fig. 2.41-2.42, risulta interessante notare, come ovvio aspettarsi, che la dinamica sia identica. Questo è motivato dal fatto che, in entrambi i casi, il controllore utilizzato sia stato lo stesso e di conseguenza, a seguito del guasto, la reazione sia stata la medesima a meno di valori numerici. Dalle Fig. 2.41-2.42 risulta inoltre evidente come, a seguito della rottura del motore 1, si presenti una variazione sull'angolo di beccheggio ed il controllore reagisca comandando una spinta

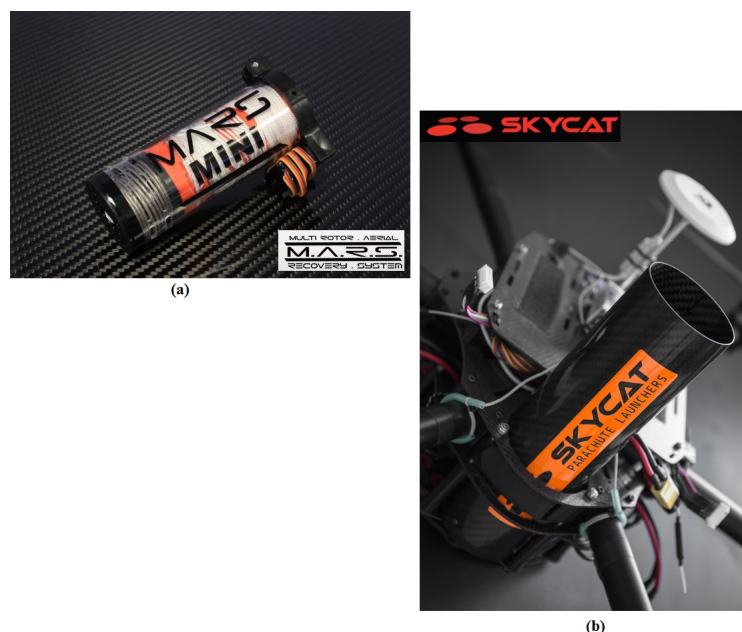


**Figura 2.42:** Forze ai motori attuate (blu) e richieste dal controllo (verde), per  $F_{max} = 4.9N$

massima su tale motore e diminuendo quella sul suo simmetrico (motore 3). A seguito di questo il velivolo inizierà ad imbarcare, non essendo il motore 1 presente ed inizieranno ad essere influenzate anche le dinamiche lungo i restanti motori. Si vuole infine concludere questa parte di analisi evidenziando come, il verificarsi di alcuni guasti durante l'esecuzione di un'operazione in pilotaggio remoto, produca una dinamica dello stesso non più controllabile e dipendente dalle condizioni di volo. Di conseguenza, al fine di rendere efficiente ed utile il sistema di sicurezza proposto, l'analisi appena presentata costituisce un punto di fondamentale importanza e deve seguire delle ipotesi consistenti con quanto possa accadere nell'utilizzo reale di un qualsivoglia veicolo in controllo remoto per il quale, il suddetto sistema, viene proposto.

## SISTEMI DI SICUREZZA PER DRONI

Come visto nei Capitoli precedenti, a seguito del verificarsi di alcuni guasti durante l'esecuzione di un'operazione in controllo remoto di un velivolo, con particolare riferimento ai droni, l'azione più immediata è rappresentata dal comando di spegnimento di tutti i motori. Tale soluzione, drastica, è dettata dal fatto che il drone non risulta più controllabile e, al fine di evitare e/o ridurre al minimo gli eventuali danni sull'ambiente, sugli oggetti circostanti e sulle persone, si cerca di farlo atterrare il prima possibile. In questo modo, però, non si pone il problema su quali danni possa subire il drone che, nel caso migliore, sono rappresentati dalla rottura di una o più eliche. Considerando il fatto che, soprattutto in ambito professionale, i droni vengono equipaggiati con strumenti particolarmente costosi, è necessario prevedere un sistema di sicurezza che, a seguito della caduta libera del drone, assicuri una percentuale di danni relativamente bassa. Per questo, negli ultimi anni, sono stati sviluppati diversi sistemi di paracadute per droni che permettono di ridurre la velocità di impatto al suolo in modo da ridurre al minimo i danni. Tra le più famose aziende che producono questi sistemi di sicurezza, si hanno la *M.A.R.S. (Multirotor Aerial Recovery System)* nata nel 2013 in California, la *Skycat* nata nel 2013 in Finlandia, che si preoccupa principalmente dello sviluppo di sistemi di espulsione del paracadute per droni, e la Francese *Opale Paramodels* nata nel 2009. In Fig. 3.1 vengono riportate le immagini dei sistemi di sicurezza per droni sviluppati dalla *M.A.R.S.* e dalla *Skycat*.



**Figura 3.1:** (a) sistema di paracadute sviluppato dalla M.A.R.S. e (b) sistema di espulsione del paracadute sviluppato dalla Skycat

In Fig. 3.2 viene invece riportato un esempio di caduta libera di un drone con l'utilizzo del paracadute come sistema di sicurezza sviluppato dalla *Opale*.



**Figura 3.2:** Esempio di caduta di un UAV con paracadute sviluppato dalla Opale

Nello scegliere il tipo di modello adatto al proprio drone, particolare attenzione v  riposta al peso. Infatti, le aziende sopraccitate, specificano per determinate fasce di peso del drone, quali siano le velocit  di impatto assicurate una volta aperto il paracadute. Ad esempio, per droni con un peso compreso tra  $m \in [2, 3]Kg$ , il medesimo modello di paracadute fornisce una velocit  di discesa compresa tra  $v_d \in [4.6, 5.7]\frac{m}{s}$ . Considerando che, per i medesimi *range* di peso, la velocit  di impatto al suolo di un drone senza dispositivi di sicurezza   di circa  $v_i \simeq 20\frac{m}{s}$ ,   facile notare come tali velocit  vengano pi  che dimezzate. Inoltre, sempre a causa del paracadute, il tempo di impatto viene dilatato e, di conseguenza, come mostra l'equazione sottostante, l'energia e la forza di impatto risultano inferiori

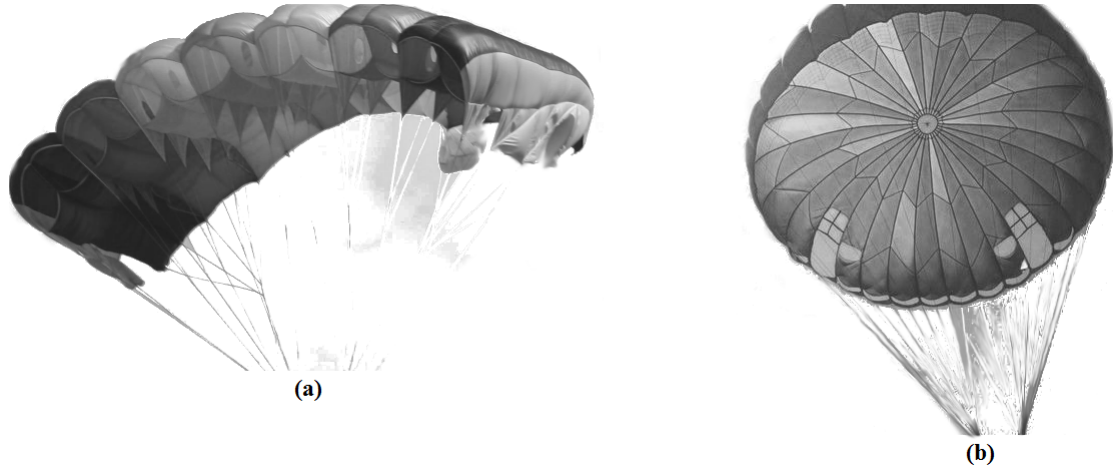
$$\begin{aligned} F &= ma = m \frac{v_d}{t_c} \\ E &= \frac{1}{2}mv_d^2 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Un semplice esempio mostra quanto appena esposto. Si consideri infatti un drone di massa pari a  $m_d = 2Kg$  che nel caso di caduta libera da una quota di  $h_0 = 100m$  assumer  una velocit  di impatto pari a circa  $20\frac{m}{s}$  senza sistemi di sicurezza mentre, sar  di circa  $5\frac{m}{s}$  in presenza del paracadute. Si avr  dunque che l'energia di impatto nel primo caso sar  pari a  $E_{nopara} = 400J$  mentre nel secondo  $E_{para} = 25J$ , mostrando come tali sistemi di sicurezza riducano notevolmente tale energia e, di conseguenza, anche i danni subiti dalla struttura e dall'intero drone. Per questi motivi a breve, tali sistemi di sicurezza, saranno nativi dei droni commerciali. Risulta dunque particolarmente interessante valutare, su di un drone dotato di paracadute, come questo vada ad influenzare i punti di impatto a seguito di uno spegnimento forzato dei motori. Di seguito verranno presentati : a) il modello matematico del paracadute utilizzato al fine di estendere la dinamica del sistema presentata nel Capitolo precedente e b) i risultati ottenuti dalle simulazioni del punto di impatto al variare di alcuni parametri.



### 3.1 Modello Paracadute

Prima di definire il modello matematico del paracadute considerato per le analisi successivamente esposte, v'è definita la forma geometrica di quest'ultimo. Infatti, tra le svariate forme presenti, le due più comuni sono quelle ad ala e quella a calotta, illustrate in Fig. 3.3.



**Figura 3.3:** Tipiche forme di paracadute realizzate a) ad ala e b) a calotta

Risulta essenziale definire a quale forma di paracadute riferire il modello matematico sviluppato in quanto, essendo questo un *freno aerodinamico*, da essa dipenderanno le forze di resistenza sviluppate. I primi paracaduti, anche per la loro semplicità di costruzione, rispettavano una forma a calotta, anche detti per il loro funzionamento, *frenanti*, che dispongono di una manovrabilità nulla o particolarmente ridotta. Viceversa, i paracadute ad ala, anche detti a *planata*, permettono una notevole manovrabilità e, quindi, trovano il loro maggiore impiego in ambito sportivo. In entrambi i casi, la manovrabilità, è ottenuta attraverso dei comandi a trazione che permettono di modificare l'inclinazione della vela modificando, di conseguenza, la dinamica delle forze di resistenza che questo esercita al corpo cui viene attaccato. Il paracadute può essere visto come un oggetto che, esercitando una forte resistenza aerodinamica, si oppone al moto del corpo sino ad annullarne la sua accelerazione e portandolo a cadere con una velocità limite costante. In maniera più formale si può esprimere quanto enunciato come di seguito

$$\begin{aligned} F_{parachute} &= K_{parachute} v^2 = mg \\ v_{parachute} &= \sqrt{\frac{mg}{K_{parachute}}} \end{aligned} \quad (3.2)$$

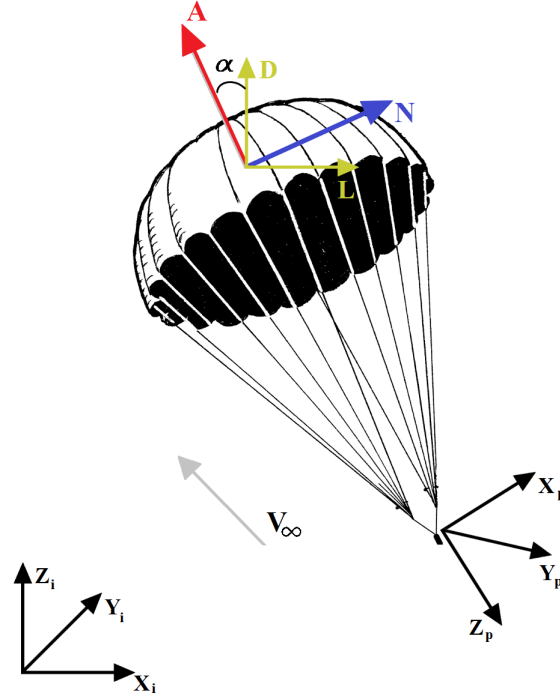
dove :  $K_{parachute}$  rappresenta una costante di attrito aerodinamico che dipenderà dalla densità del mezzo entro il quale avviene il moto e dalla superficie del paracadute. Si vuole evidenziare come le equazioni che governano questo sistema sono del tutto simili a quelle introdotte nel Capitolo precedente sul modello aerodinamico del drone. In letteratura è possibile trovare diversi articoli riguardanti il modello, più o meno complesso, di un paracadute a seconda della sua forma. In [18] e [19] è possibile trovare dei modelli di paracadute ad ala che permettono lo studio della dinamica di un corpo dotato di tale sistema, in particolare in [19] viene anche proposto un possibile sistema di controllo automatico che gestisca la direzione di volo. Per l'obiettivo posto in questo lavoro di tesi e per il sistema considerato, un drone, la forma del paracadute scelta è stata quella a

calotta. Un parachute ad ala, infatti, fornirebbe una velocità di impatto al suolo maggiore rispetto a quello a calotta ed, essendo l'obiettivo quello di ridurre i danni subiti dall'impatto col suolo del velivolo, la sua scelta non sarebbe ottimale. Il modello matematico considerato in questa fase di analisi è stato sviluppato seguendo quanto riportato in [20]. In particolare, sempre in [20], viene proposto un modello per lo studio della dinamica di una sonda dotata di paracadute per la fase di atterraggio su Marte. Il sistema paracadute più drone è quello riportato in Fig. 3.4 mentre, in Fig. 3.5, viene mostrata la disposizione delle forze aerodinamiche generate dalla presenza, appunto, del paracadute.



**Figura 3.4:** Sistema drone più paracadute

La connessione del paracadute al drone viene considerata rigida e, di conseguenza, non vi è alcuna possibile rotazione relativa tra tali sistemi. Inoltre, le funi di ancoraggio, sono considerate rigide ed inestensibili. Il modello matematico proposto di seguito trascura gli effetti aerodinamici prodotti dal drone in quanto, tali forze aerodinamiche, risultano essere ordini di grandezza inferiori a quelle prodotte dal paracadute. Di conseguenza, il sistema paracadute più drone, può essere considerato come un unico corpo soggetto alle forze ed ai momenti aerodinamici dovuti al paracadute ed alle forze di resistenza dell'aria modellate.



**Figura 3.5:** Decomposizione forze aerodinamiche generate dalla presenza del paracadute in assi aerodinamici  $[\vec{L}, \vec{D}]$  ed in assi corpo  $[\vec{N}, \vec{A}]$

Con riferimento alla Fig. 3.5, le forze di resistenza aerodinamiche prodotte dal paracadute sono ottenute come di seguito

$$\begin{cases} F_x = -\frac{1}{2}\rho C_N \theta^2 S \frac{\theta_x}{\sqrt{\theta_x^2 + \theta_y^2}} \\ F_y = -\frac{1}{2}\rho C_N \theta^2 S \frac{\theta_y}{\sqrt{\theta_x^2 + \theta_y^2}} \\ F_z = -\frac{1}{2}\rho C_A \theta^2 S \end{cases} \quad (3.3)$$

dove :  $S$  è la superficie del paracadute,  $C_N$  e  $C_A$  i coefficienti di forza normale ed assiale, rispettivamente,  $\rho$  la densità del mezzo e  $[\theta_x, \theta_y, \theta_z]^T$  la decomposizione della velocità relativa  $\theta$  lungo gli assi corpo  $\Sigma_p$ . Per quanto riguarda i momenti aerodinamici generati dal paracadute si ha

$$\begin{cases} L_p = y_p F_z - z_p F_y \\ M_p = z_p F_x - x_p F_z \\ N_p = x_p F_y - y_p F_x \end{cases} \quad (3.4)$$

dove :  $[L_p, M_p, N_p]^T$  rappresentano i momenti di rollio, beccheggio ed imbardata, rispettivamente, e  $[x_p, y_p, z_p]^T$  la posizione del centro di massa del paracadute in assi corpo, rispetto al centro di massa del drone. Le equazioni 3.3-3.4, rappresentano il modello a  $6DOF$  del paracadute utilizzato per l'analisi di seguito riportata. Si tenga presente che, per quanto riguarda i coefficienti di forza aerodinamica  $C_N$  e  $C_A$ , come riportato in [21], valgono le seguenti relazioni geometriche

$$\begin{cases} C_N = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha \\ C_A = C_D \cos \alpha - C_L \sin \alpha \end{cases} \quad (3.5)$$

dove :  $\alpha$  rappresenta l'angolo d'attacco formato tra la velocità relativa del flusso che investe il paracadute  $V_\infty$  e l'asse  $z_p$  dello stesso ed i termini  $C_L$  e  $C_D$  i coefficienti di portanza e resistenza aerodinamica, rispettivamente. Per conoscere il valore esatto di tali coefficienti, come per il modello aerodinamico presentato nel Capitolo precedente, andrebbero fatte delle valutazioni empiriche, ad esempio test nella galleria del vento, del particolare paracadute considerato. Per l'obiettivo di questa analisi il loro valore è stato considerato costante, come riferito in [22]. In particolare per quanto riguarda il valore del coefficiente di portanza questo è stato fissato a  $C_L = 0.5$  in quanto lungo gli assi  $(x_p, y_p)$  il paracadute a calotta può essere visto come una superficie sferica e, di conseguenza, valgono le considerazioni fatte nel precedente Capitolo. Particolare attenzione, al fine dello sviluppo di un modello attendibile di paracadute, v'è riposta nel coefficiente di resistenza  $C_D$ . E' principalmente grazie ad esso che vengono determinate le forze aerodinamiche prodotte, come evidenziato in equazione 3.3-3.5. Di conseguenza, tale parametro nel modello proposto, è stato ottenuto tenendo conto dei dati di un paracadute reale per droni e delle considerazioni in [23]. In particolare, il modello di paracadute considerato, è stato quello della *Opale Rescue 1.8* per multirotori con massa inferiore a  $4Kg$  per il quale si hanno le caratteristiche in Tabella3.1.

Parametro	Valore
$d_p(m)$	1.520
$m_p(Kg)$	0.095
$l_p(m)$	0.300

**Tabella 3.1:** Caratteristiche fisiche del paracadute Rescue 1.8 della Opale Paramodels

Il produttore assicura che, per il modello in esame, le velocità di discesa in funzione del peso del velivolo, siano le seguenti

<b>Peso totale (Kg)</b>	2.0	2.5	3.0	3.5
<b>Velocità di discesa (<math>\frac{m}{s}</math>)</b>	4.2	4.9	5.1	5.6
<b>Energia di impatto (J)</b>	17.7	23.3	39	54.9

**Tabella 3.2:** Velocità ed Energia di impatto in funzione al peso del drone per Rescue 1.8 Opale Paramodels

Come precedentemente esposto, il paracadute eserciterà una forza di resistenza aerodinamica tale per cui l'accelerazione del corpo (gravitazionale) vada a zero. Riconsiderando le equazioni 3.2 ed i valori in Tabella3.1 e Tabella3.2 all' equilibrio, [23], si avrà

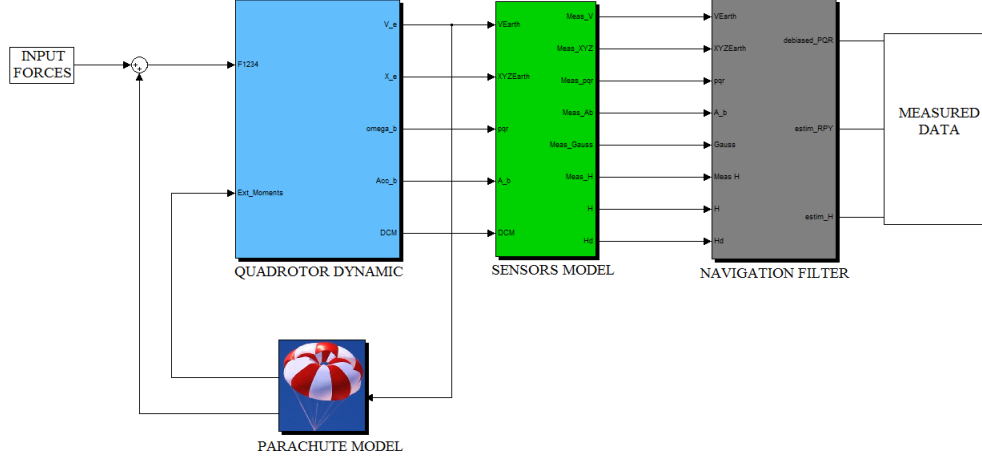
$$\begin{aligned}
 0 &= -F_p + W \\
 0 &= -\frac{1}{2}\rho S_{para}C_D v_{para}^2 + m_T g
 \end{aligned} \tag{3.6}$$

Ora, considerando i valori di Tabella3.2 per una massa totale di  $2Kg$ , è possibile ottenere un'approssimazione del coefficiente di resistenza  $C_D$  come

$$C_D = \frac{2m_T g}{\rho S_{para} v_{para}^2} \tag{3.7}$$

Per i valori di massa ( $2Kg$ ) e velocità di discesa ( $4.2\frac{m}{s}$ ) considerati, tale parametro, risulta pari a  $C_D \simeq 0.25$ . Definiti, in questo modo, tutti i parametri per lo sviluppo del modello di paracadute,

quest'ultimo è stato implementato in ambiente *MatLab/Simulink*. In particolare, il modello presentato nel Capitolo precedente per lo studio dell'avaria di un motore, è stato ampliato includendo la dinamica del paracadute. In Fig. 3.6 è riportato lo schema utilizzato per le simulazioni del punto di impatto con paracadute.



**Figura 3.6:** Modello realizzato per la simulazione del punto di impatto con paracadute

Come facile notare dalla Fig. 3.6, il blocco *Parachute Model* si preoccupa di simulare la dinamica del paracadute e fornisce, alla dinamica del drone, le forze ed i momenti definiti in equazione 3.3-3.4. Il modello presentato, non tiene conto del transitorio dovuto all'apertura del paracadute in quanto, una tale accuratezza, esula dall'obiettivo posto e non influirebbe in maniera sostanziale nella valutazione del punto di impatto. Per queste ragioni si prevede che, una volta comandata l'apertura del paracadute, questo passi da un istante  $t_i$  in cui è completamente chiuso, ad uno  $t_f$  in cui è completamente aperto e si trovi in una condizione di regime. In maniera abbastanza approssimata, è possibile definire l'intervallo di tempo  $\Delta t_{opening} = t_f - t_i$  come

$$\begin{aligned} v_f &= v_i - \frac{1}{2}g\Delta t_{opening}^2 \\ \Delta t_{opening} &= \sqrt{-\frac{2}{g}(v_f - v_i)} \end{aligned} \quad (3.8)$$

considerando che la velocità finale  $v_f$ , a parità di massa totale, sia quella fornita dal paracadute ( $4.2 \frac{m}{s}$ ) e che la velocità iniziale si trovi in un *range* pari a  $v_i \in [10, 40] \frac{m}{s}$ , l'intervallo di tempo  $\Delta t_{opening}$  varierà in un *range* pari a  $\Delta t_{opening} \in [1.08, 2.70]s$ . Nei risultati ottenuti dalla simulazioni presentate di seguito è stato supposto un tempo di apertura costante e pari a  $\Delta t_{opening} = 1.5s$  dopo il quale, il paracadute, è stato considerato completamente aperto.

### 3.2 Risultati Simulazioni

I risultati di seguito esposti, riguardanti la valutazione del punto di impatto in presenza del paracadute, sono stati ottenuti simulando uno scenario in cui il drone si trovasse in condizione stazionaria di *hovering* a differenti condizioni di quota iniziale ed ad un certo istante si verificasse la rottura di un motore. In presenza del paracadute, diversamente da quanto fatto per le analisi presentate nei Capitoli precedenti, risulta particolarmente importante valutare come la presenza del vento vada ad influenzare la dinamica e, quindi, il punto di impatto del velivolo. Le simulazioni sono state svolte utilizzando i valori numerici, per i parametri  $[h_0, v_w]$ , riportati in Tabella 3.4 mentre, in Tabella 3.3, sono riportate le caratteristiche fisiche considerate per il velivolo.

Parametro	Valore
$d_S(m)$	0.25
$m(Kg)$	1.00
$\tau(s)$	1.00
$N_{prop}$	4
$T_{max}(N)$	10.00

**Tabella 3.3:** Caratteristiche fisiche del drone considerate durante la fase di analisi per il sistema di sicurezza

Parametro	Valore
$h_0(m)$	$[0, 100]$
$v_w(\frac{m}{s})$	$[0, 10]$
$mot_{id}$	1
$\Delta t_{open}(s)$	1.5
$d_{para}(m)$	0.7

**Tabella 3.4:** Valori di quota iniziale  $h_0$  e velocità del vento  $v_w$  considerate per le simulazioni in presenza del paracadute

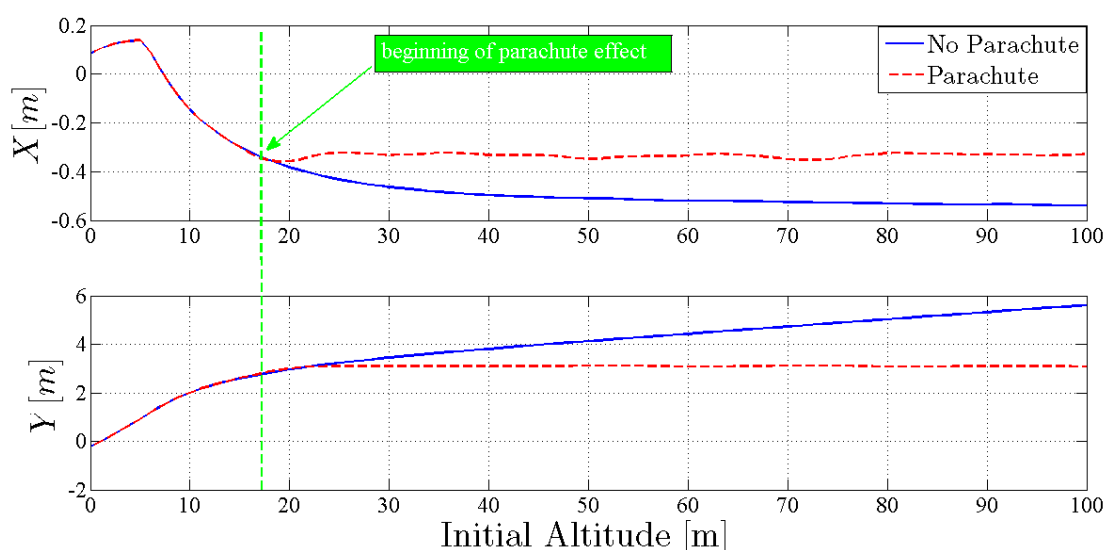
Verranno presentati dapprima i risultati ottenuti in assenza di vento ( $v_w = 0 \frac{m}{s}$ ) e, successivamente, quelli ottenuti per un vento di  $v_w = 10 \frac{m}{s}$  favorevole alla direzione di volo. Si tenga presente che, per i risultati mostrati di seguito, il montaggio del paracadute al velivolo è stato supposto rigido ed avente il seguente vettore distanza rispetto agli assi corpo velivolo

$$\begin{bmatrix} x_{para} \\ y_{para} \\ z_{para} \end{bmatrix}_{body} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_{para} \end{bmatrix}_{body} \quad (3.9)$$

dove :  $d_{para}$  indica la distanza, Tabella 3.4, tra il baricentro del paracadute e quello del velivolo lungo l'asse  $z_{body}$ .

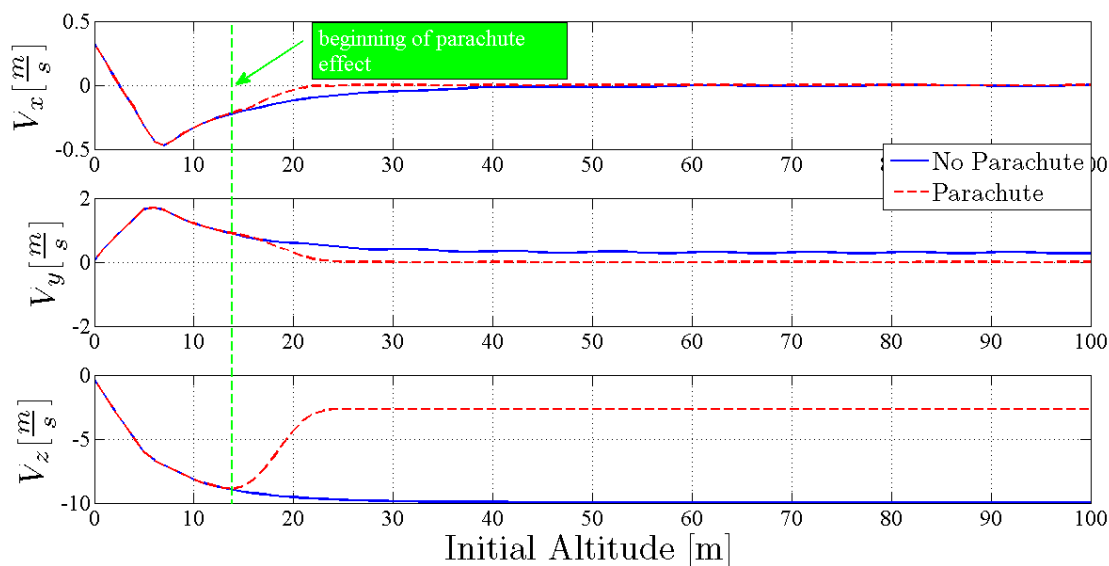
### 3.2.1 Assenza del Vento

Come ovvio aspettarsi, la presenza del paracadute, produrrà una velocità di impatto nettamente inferiore al caso in cui questo non fosse presente ed, inoltre, porterà ad un assetto costante per quanto riguarda gli angoli di rollio e beccheggio. Si tenga presente che il fatto di ridurre la velocità di impatto implica un tempo di impatto maggiore e questo, in presenza di vento, può portare non pochi problemi sulla distanza percorsa, durante la caduta, dal velivolo. Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti, in funzione della quota iniziale  $h_0$ , per quanto riguarda posizione, velocità ed assetto nel caso in cui sia presente il paracadute rispetto a quello in cui questo non sia utilizzato. In particolare, in Fig. 3.7, vengono mostrati gli andamenti della posizione del velivolo lungo gli assi  $(x,y)$ , in funzione della quota iniziale, all'istante dell'impatto col suolo.



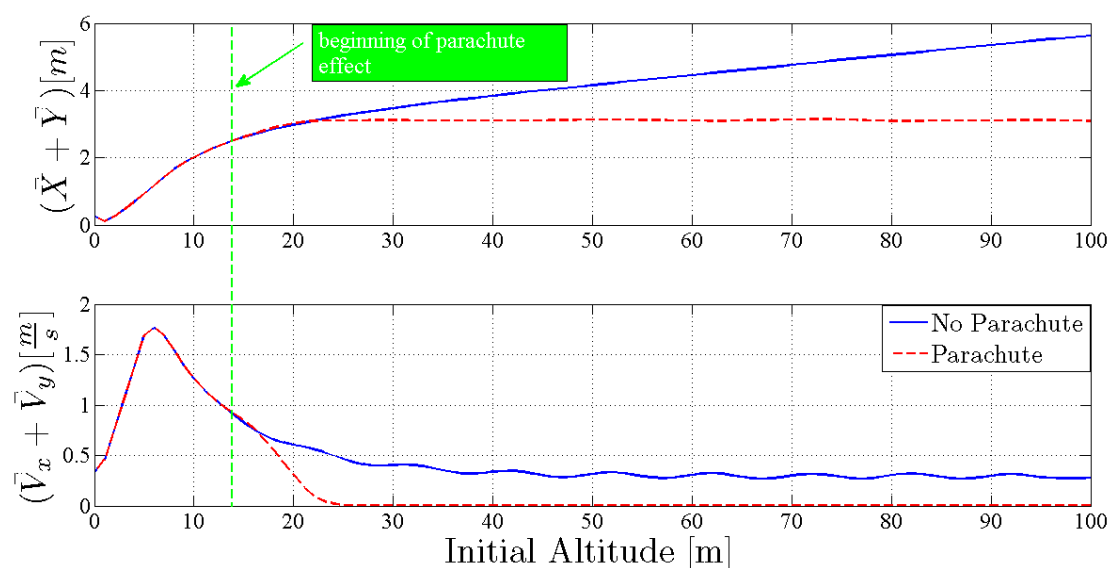
**Figura 3.7:** Posizione del drone nel piano  $(x,y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$ , in assenza di vento

In Fig. 3.7 viene evidenziato il punto dal quale, la presenza del paracadute, inizia ad avere effetto sul moto del velivolo. Nel caso in esame si ha che, il paracadute, inizia ad avere effetto per quote iniziali superiori a  $h_0 > 12m$ . Tale punto limite è dovuto al fatto di aver considerato un tempo di apertura del paracadute pari a  $t_{open} = 1.5sec$ . Ovviamente, più piccolo sarà tale periodo prima si inizieranno a sentire gli effetti prodotti, appunto, dal paracadute. Sempre dalla Fig. 3.7 è possibile notare come, la presenza del paracadute, porti alla stabilizzazione della distanza raggiunta dal velivolo lungo gli assi  $(x,y)$ . Tale comportamento viene ulteriormente confermato dalla Fig. 3.8, in cui sono riportati gli andamenti delle velocità del velivolo lungo gli assi  $(x,y)$  e la velocità nel momento dell'impatto, lungo l'asse  $z$ .



**Figura 3.8:** Velocità del drone lungo gli assi  $(x, y, z)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$  in assenza di vento, senza paracadute (blu) e con paracadute (rosso)

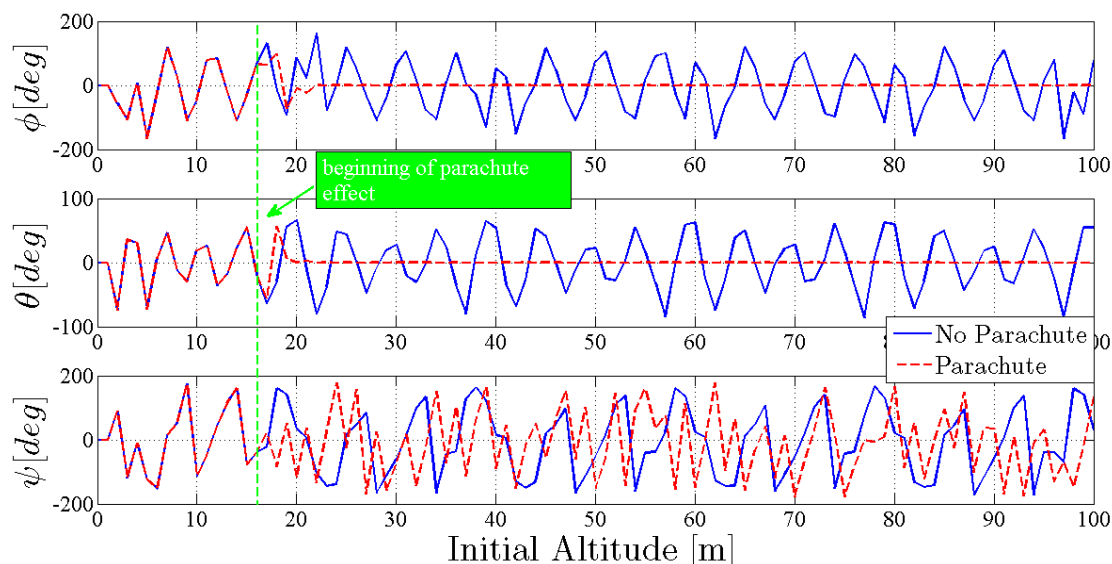
Dalla Fig. 3.8 è facile notare come le velocità  $(V_X, V_Y)$  vadano a zero, grazie alla presenza del paracadute, per quote iniziali superiori a  $h_0 \geq 20m$ . E' possibile inoltre notare, come introdotto nel presente Capitolo, come la presenza del paracadute riduca a circa  $\frac{1}{3}$  la velocità di impatto al suolo del drone,  $V_z^{no para} (\simeq 10 \frac{m}{s}) > V_z^{para} (\simeq 3 \frac{m}{s})$ , fornendo un'energia di impatto nettamente inferiore, ciò giustifica l'utilità di un tale sistema al fine di ridurre i danni subiti in caso di caduta non controllata, o comunque comandata, per situazioni di emergenza. Per una più immediata comprensione di come la presenza del paracadute influenzi la distanza complessivamente percorsa dal drone, in Fig. 3.9, sono mostrati gli andamenti della norma del vettore distanza e del vettore velocità nel piano  $(x, y)$ .



**Figura 3.9:** Norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x, y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$ , in assenza di vento



Il fatto che, grazie al paracadute, per quote iniziali  $h_0 \geq 20m$  la distanza, in norma, percorsa prima dell'impatto risulti praticamente costante, porta un notevole vantaggio dal punto di vista di una sua previsione. Altro fattore particolarmente interessante da valutare risulta essere l'assetto assunto dal drone in presenza del paracadute. In Fig. 3.10 sono riportati gli andamenti degli angoli di rollio, beccheggio ed imbardata del drone, in funzione della quota iniziale  $h_0$ , al momento dell'impatto col suolo.



**Figura 3.10:** Assetto del drone al momento dell'impatto in funzione della quota iniziale  $h_0$ , in assenza di vento

La presenza del paracadute, oltre a ridurre la velocità di impatto, porta il drone ad assumere un assetto pressochè costante al momento dell'impatto, per quanto riguarda gli angoli di rollio e beccheggio, viceversa, l'angolo di imbardata al momento dell'impatto varia in funzione della quota. Tale comportamento è dovuto al fatto che il baricentro del paracadute è stato supposto essere lungo ad una distanza  $d_{para}$  dal baricentro del velivolo, lungo l'asse  $z_{body}$  e, di conseguenza, non avendo spostamenti relativi tra paracadute e drone lungo gli assi  $(x, y)$ , il momento prodotto lungo l'asse  $z_{body}$  è nullo, come è possibile verificare secondo le equazioni 3.4.

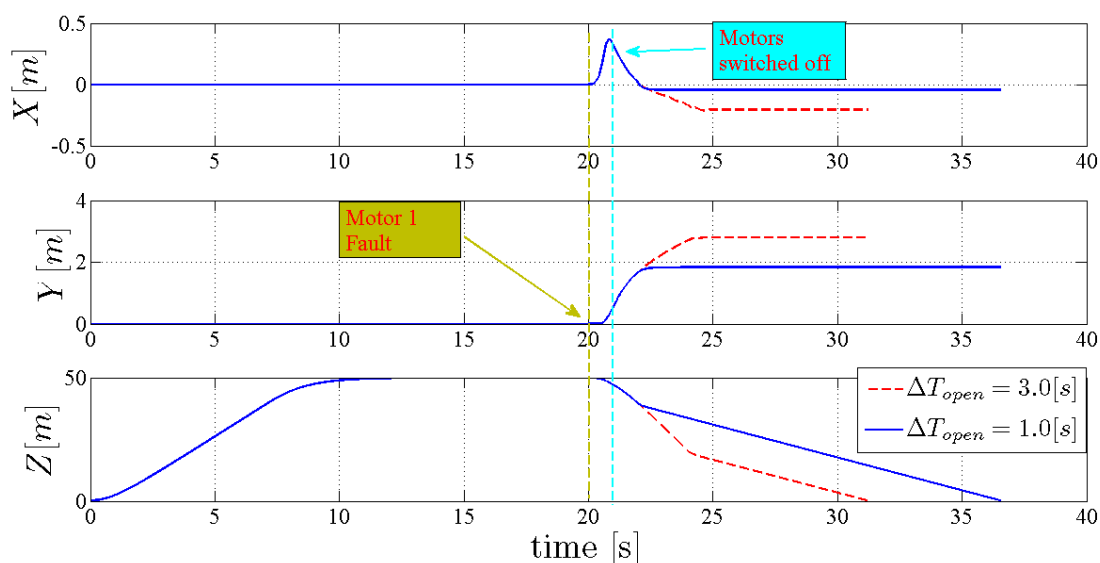
### Variazione Tempo Apertura Paracadute

Le dinamiche illustrate poco sopra sono dipendenti, in particolar modo, dal tempo impiegato dal paracadute ad essere completamente aperto e, quindi, esercitare tutta la forza frenante sul corpo. Al fine di evidenziare come la variazione di tale periodo di tempo possa influenzare la distanza percorsa dal velivolo prima dell'impatto, viene riportato un esempio in cui il tempo di apertura del paracadute e le caratteristiche del drone sono stati variati secondo i valori in Tabella 3.5.

Parametro	$t_1$	$t_2$
$\Delta t_{open}(s)$	1.0	3.0
$T_{max}(N)$	4.9	4.9
$h_0(m)$	50	50

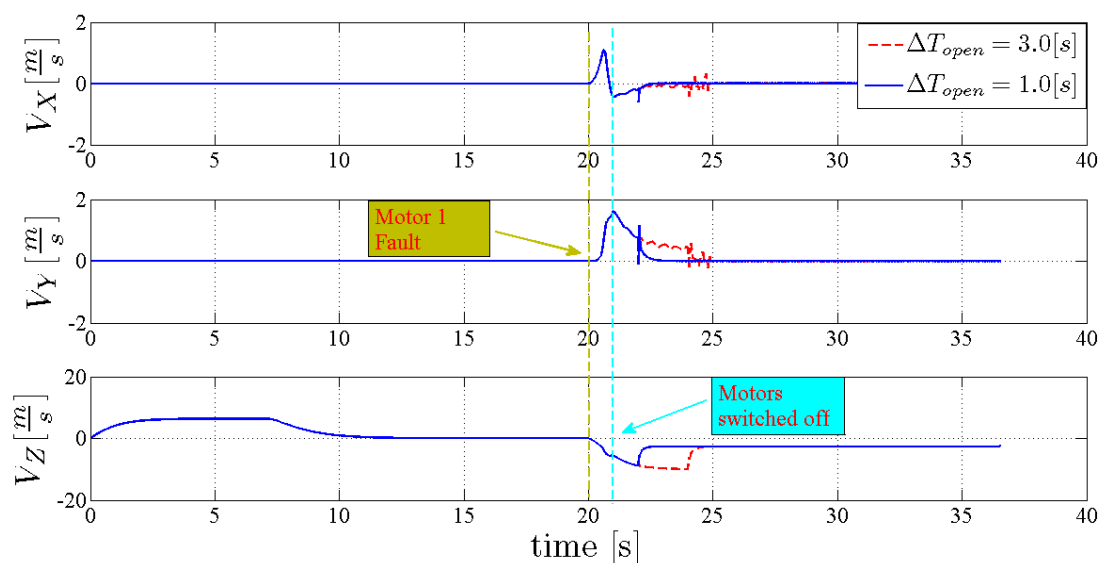
**Tabella 3.5:** Tempi di apertura del paracadute e caratteristiche del drone considerati

In Fig. 3.11-3.12 sono riportati gli andamenti nel tempo delle posizioni e delle velocità lungo i tre assi ( $x, y, z$ ), del drone. In particolare, sono riportati gli andamenti per tutti i valori di *tempo di apertura* considerati.



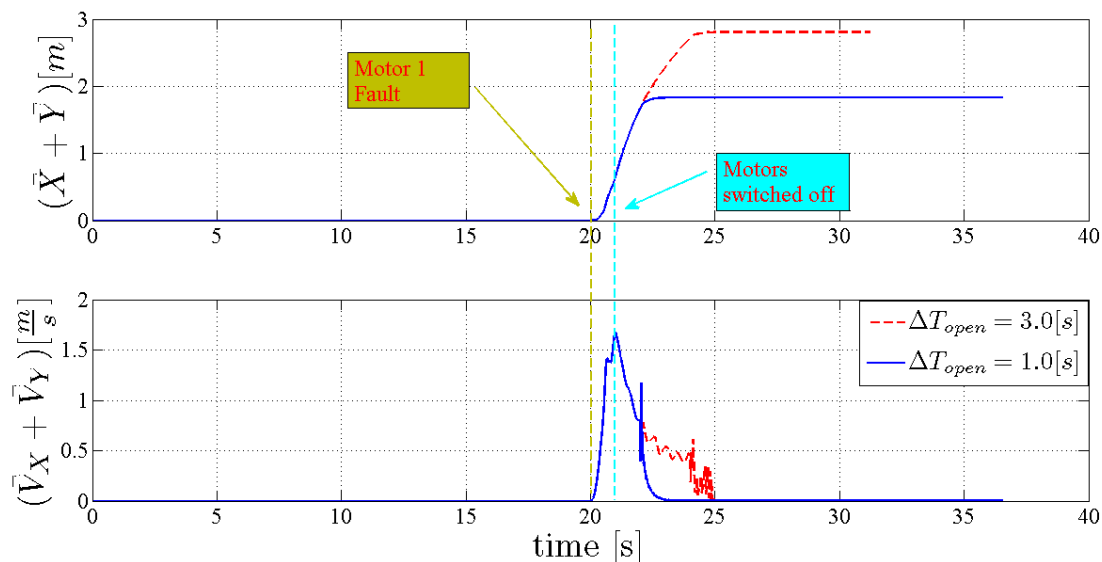
**Figura 3.11:** Posizione del drone lungo gli assi ( $x, y, z$ ) per differenti tempi di apertura del paracadute,  $t_1$ (blu),  $t_2$ (rosso)

Dalle Fig. 3.11-3.12 è facile notare come, aprire prima il paracadute (blu), permetta di rallentare il velivolo in un tempo ridotto portando, però, ad una distanza percorsa prima dell'impatto leggermente maggiore. Diversamente, aprirlo più tardi, produce una distanza miniore ed un tempo di impatto, ovviamente, minore. In Fig. 3.13 sono riportate le norme del vettore distanza e velocità nel piano ( $x, y$ ) che permettono di comprendere meglio quanto discusso.

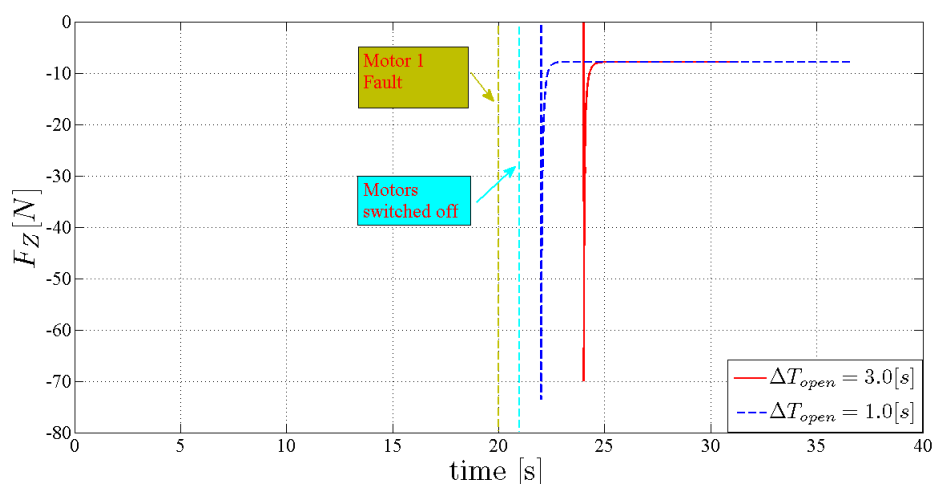


**Figura 3.12:** Velocità del drone lungo gli assi ( $x, y, z$ ) per differenti tempi di apertura del paracadute,  $t_1$ (blu),  $t_2$ (rosso)

E' infatti possibile notare, Fig. 3.13, come il vettore velocità vada a zero esattamente un 2sec prima nel caso  $t_1$  rispetto al caso  $t_2$ . Aprire più tardi il paracadute si traduce anche in una sollecitazione maggiore del corpo alla forza frenante da esso prodotta. Dalla Fig. 3.14, si può notare come la forza, nel caso in esame ovviamente quella verticale, risulti di modulo superiore nel caso  $t_2$  rispetto al caso  $t_1$ .



**Figura 3.13:** Norma del vettore posizione e velocità del drone nel piano  $(x,y)$  per differenti tempi di apertura del paracadute,  $t_1$ (blu),  $t_2$ (rosso)



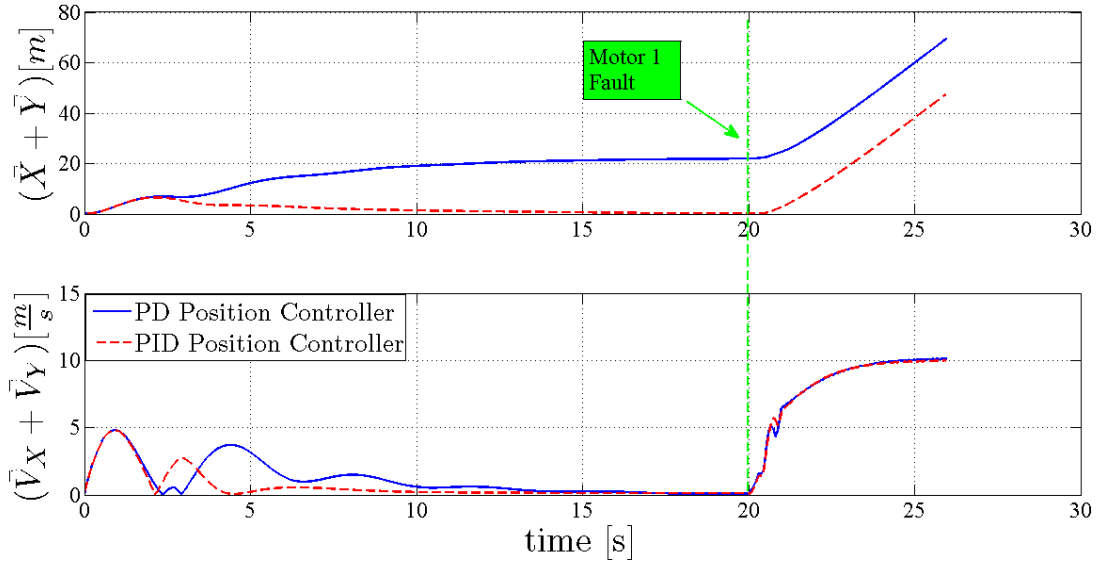
**Figura 3.14:** Forza applicata dal paracadute lungo l'asse corpo  $z$  durante la caduta per differenti tempi di apertura,  $t_1$ (blu),  $t_2$ (rosso)

Si tenga presente che, come ovvio aspettarsi, la forza lungo l'asse verticale esercitata dal paracadute permare in maniera costante, dopo un piccolo transitorio dovuto all'apertura dello stesso, sino all'impatto col suolo. E' proprio grazie a tale forza che, la velocità di impatto, raggiunge un valore costante e l'accelerazione di caduta (gravità) viene compensata ed annullata. Quanto appena esposto presenta solo dei piccoli vantaggi ottenuti ritardando l'apertura del paracadute e, di conseguenza, si potrebbe dire che il guadagno dal punto di vista di distanza percorsa, non valga

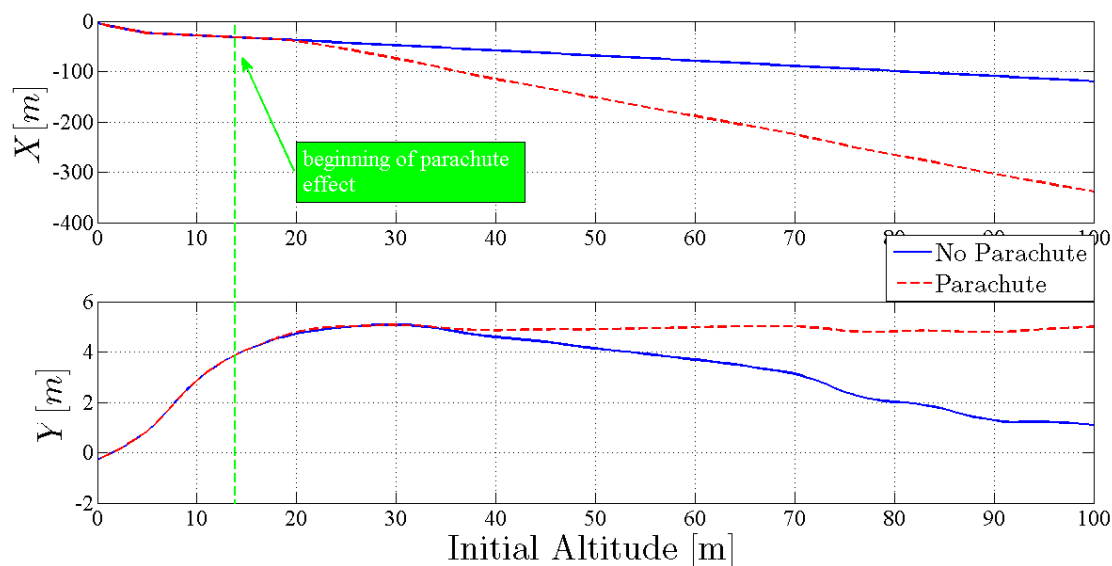
la strumentazione di cui dotare un tale sistema al fine di poterne eseguire l'apertura in maniera controllata. Ovviamente questo sarebbe vero solo in completa assenza di vento. Se, come verrà esposto a breve, dovesse essere considerata la presenza di un vento, ad esempio, lungo l'asse longitudinale, questo non sarebbe compensato dal paracadute che risentirebbe, a sua volta, di tale spinta. Aprire prima il paracadute porta, a parità di condizioni, ad un tempo di impatto maggiore e, di conseguenza, il sistema *velivolo+paracadute* risentirebbe per più tempo della spinta longitudinale, portando così il punto di impatto ad una distanza maggiore. Queste osservazioni hanno portato, come verrà illustrato successivamente, a proporre una soluzione sull'apertura del paracadute.

### 3.2.2 Vento Longitudinale

Le analisi di seguito riportate hanno l'obiettivo di mostrare come, la presenza del vento durante il volo, produca forti variazioni sul punto di impatto. Come illustrato in Fig. 3.16-3.17, in cui vengono riportati gli andamenti di posizione e velocità, rispettivamente, è molto evidente come, la presenza del vento, porti il punto di impatto abbastanza distante rispetto al caso precedentemente analizzato. Si tenga presente che, il controllore di posizione utilizzato per le simulazioni e presente a bordo del drone reale, non dispone di un azione integrale. Non avere un azione integrale fa sì che, il disturbo prodotto dal vento come spostamento dalla posizione di *hover*, non viene compensato e dunque si ha un  $\Delta Pos$  costante ma diverso da zero. In Fig. 3.15 è riportato un esempio in cui è possibile valutare la differenza tra il controllore di posizione utilizzato per le analisi riportate ed un controllore PID che prevede, appunto, un azione integrale sull'errore in posizione.

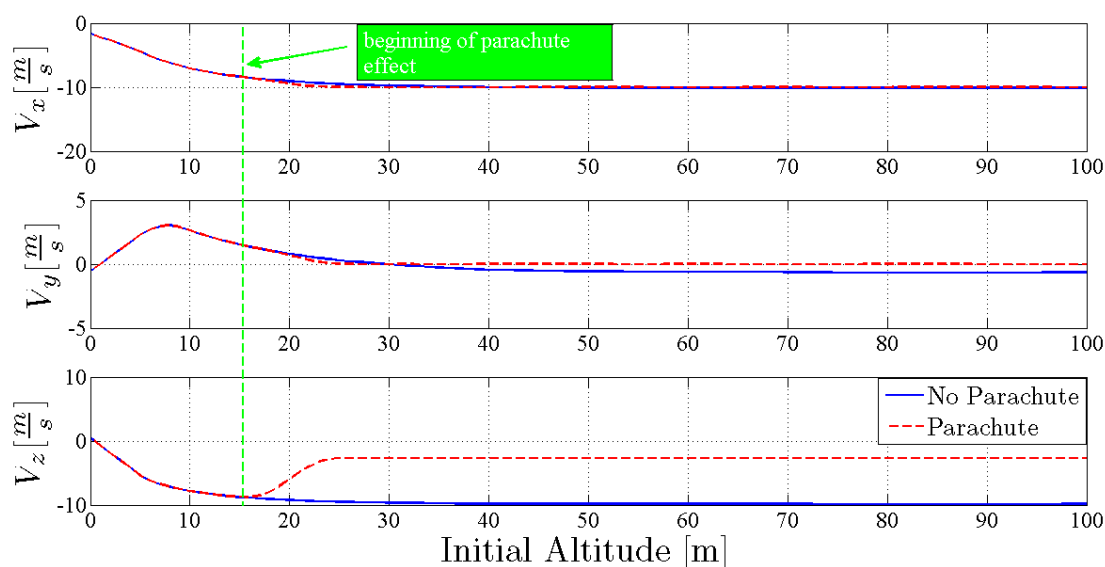


**Figura 3.15:** Norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x,y)$  per Controllore di Posizione PD (blu) e Controllore PID (rosso), per un guasto sul motore 1 all'istante  $t_{fault} = 20sec$  in presenza di vento



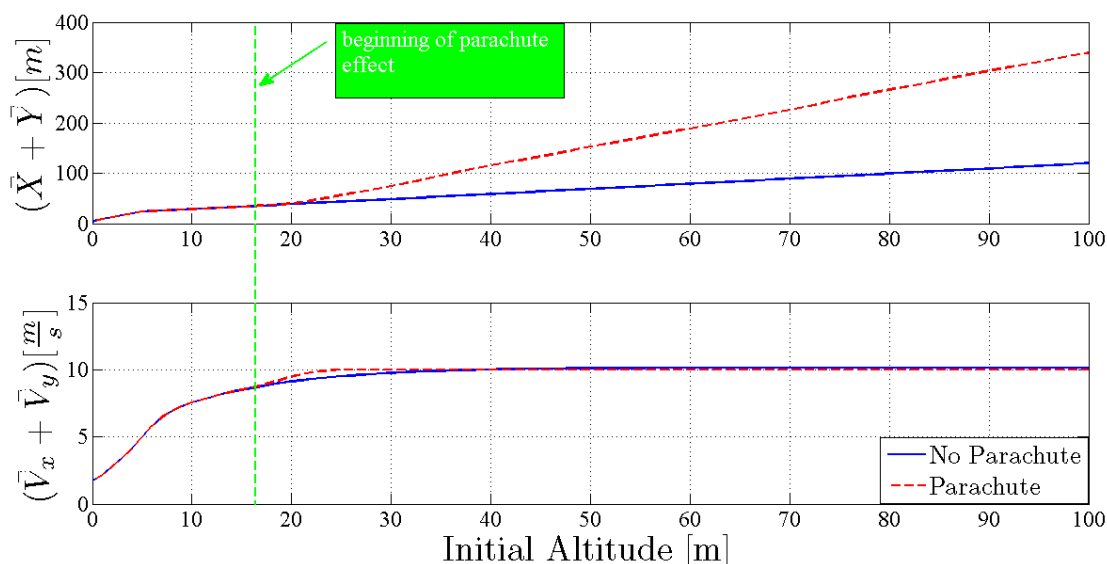
**Figura 3.16:** Posizione del drone nel piano  $(x,y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$ , in presenza di vento

In Fig. 3.16, in particolare, è facile notare come, per la quota massima considerata ( $h_0 = 100m$ ), il punto di impatto lungo l'asse  $x$  nel caso di caduta libera avvenga a circa  $X_{wind}^{(NOPARA)} \simeq 100m$  contro i  $X_{nowind} \simeq 0.2m$  registrati in assenza di vento. Ovviamente, dilatando il tempo di impatto, il paracadute peggiora questa situazione portando, nel caso in esame, il punto di impatto lungo l'asse  $x$  a circa  $x_{wind}^{(PARA)} \simeq 340m$ .



**Figura 3.17:** Velocità lungo gli assi  $(x,y)$  del drone e velocità di impatto  $z$  in funzione della quota iniziale  $h_0$ , in presenza di vento

Risulta interessante notare come varino le velocità in presenza di vento, Fig. 3.17. In particolare, avendo considerato un vento lungo l'asse longitudinale, questo comporta una velocità di spostamento del drone lungo tale asse, come mostrano i risultati in Fig. 3.16-3.17. Il fattore comunque fondamentale riguarda la velocità di impatto che, anche in presenza di vento, attraverso l'utilizzo del paracadute si assesta attorno a  $v_{down} \simeq 2.6 \frac{m}{s}$ . In Fig. 3.18 sono riportati gli andamenti della norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x,y)$  che meglio aiutano a comprendere la dinamica di impatto analizzata.



**Figura 3.18:** Norma del vettore posizione e velocità del drone nel piano  $(x,y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$ , in presenza di vento

Le analisi appena illustrate mostrano come, in presenza di un forte vento, l'utilizzo di un paracadute produca degli effetti non più trascurabili sulla previsione del punto di impatto del drone. Il vento, come evidenziato in modo particolare in Fig. 3.18, produce un forte effetto sul punto di impatto. Questo fatto mostra come ritardare l'apertura del paracadute, come nell'esempio mostrato in precedenza, possa portare alcuni vantaggi in modo tale da ridurre la distanza di impatto in condizioni critiche come quella appena mostrata.

### 3.3 Apertura Paracadute

Come mostrato dalle analisi esposte nei paragrafi precedenti, in presenza di vento, l'utilizzo del paracadute può risultare pericoloso dal punto di vista della distanza percorsa senza controllo dal velivolo. Di seguito si vuole presentare una possibile soluzione a tale problema. Si supponga lo scenario presentato nelle analisi precedenti in cui, il guasto su un motore, comporti lo spegnimento di tutti i restanti motori in modo da far atterrare il prima possibile il drone. I sistemi in commercio farebbero aprire il paracadute subito dopo, o quasi in contemporanea, allo spegnimento dei motori. Questo, come mostrato dai risultati in presenza del vento, potrebbe portare il drone a cadere a distanze anche elevate. La soluzione di seguito presentata parte dall'ipotesi di poter aprire il paracadute, non subito dopo il verificarsi del guasto ma, ad un istante di tempo tale per cui il drone possa percorrere una distanza più breve mantenendo una velocità di impatto adeguata. Nota la quota oltre la quale il paracadute inizia ad avere effetto sulla dinamica del drone e, noto il tempo che questo impiega ad essere completamente operativo, è possibile aprire il paracadute non prima del raggiungimento di tale valore. Questo può essere ottenuto, ad esempio, dotando il sistema di lancio del paracadute di un sensore di pressione atto alla misura della quota. Ovviamente, come mostrato dai risultati illustrati in precedenza, un tale sistema non risulterebbe ottimo per quanto riguarda il punto di impatto in completa assenza di vento ma, dato che in questo caso la differenza risulta essere particolarmente piccola, non vi è alcun problema nel ritardare anche in assenza di vento la sua apertura. Di seguito verranno presentati i risultati ottenuti utilizzando la soluzione proposta. In particolare, e per completezza, verranno mostrati i risultati ottenuti in assenza di vento e con un vento pari a  $10 \frac{m}{s}$  per una quota di *hover* pari a  $50m$ . Le caratteristiche del drone e del paracadute sono le medesime riportate in Tabella3.4 e Tabella3.3 con le modifiche di alcuni parametri, riportate in Tabella3.6.

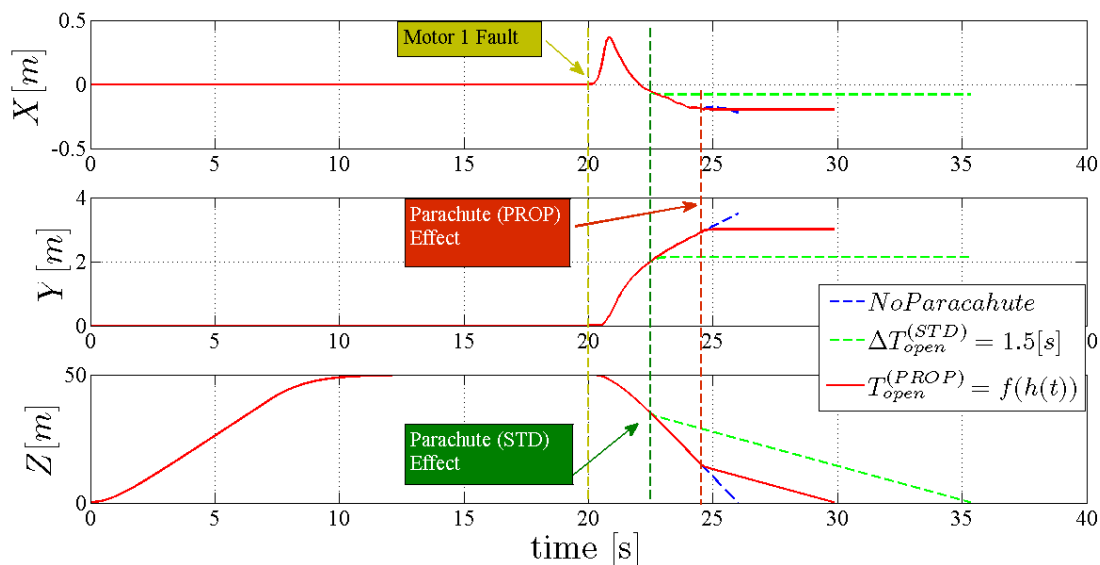
Parametro	Valore
$h_0(m)$	50
$h_{OPEN}(m)$	15
$t_{open}^{(STD)}(s)$	1.5
$T_{max}(N)$	4.9

**Tabella 3.6:** Valori considerati per le analisi sulla soluzione proposta

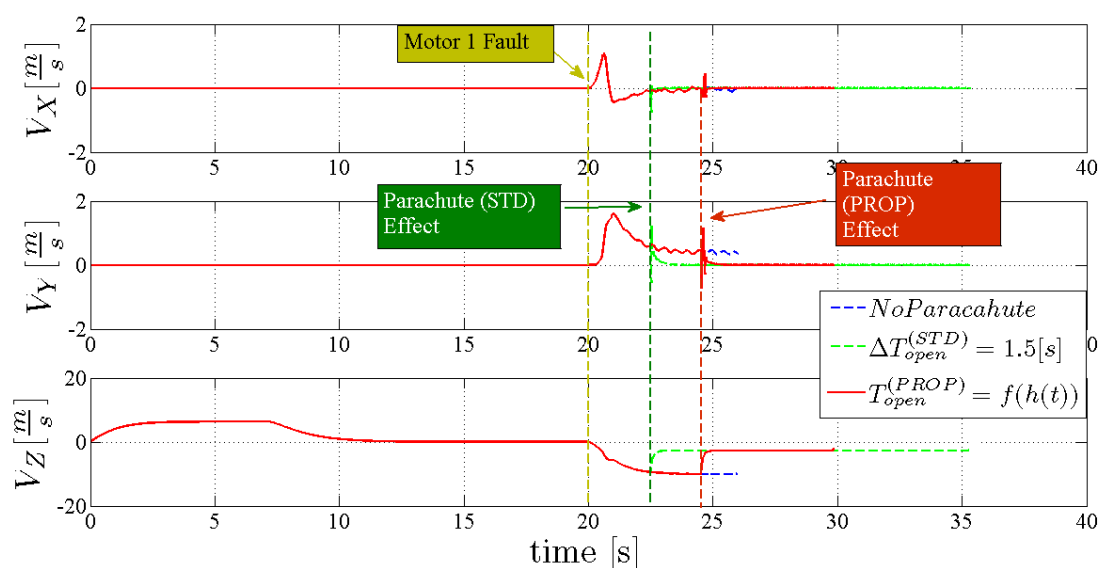
Si tenga presente che il parametro  $h_{OPEN}$  indica la quota alla quale viene comandata l'apertura del paracadute secondo la soluzione proposta, mentre  $t_{open}^{(STD)}$  il tempo al quale viene aperto lo stesso con una soluzione standard, posto pari a  $1.5sec$  per coerenza con le analisi presentate poco sopra.

### 3.3.1 Apertura Controllata in Assenza di Vento

I risultati di seguito mostrano l'intera dinamica di volo, dal momento del decollo al momento dell'impatto, nel caso in cui si presenti un guasto sul motore 2 durante una fase di *hover* ad una quota di  $50m$ . Si tenga presente che, per l'esempio considerato, il guasto al motore si verifica all'istante  $t_{fault} = 20sec$  ed il sistema di controllo interviene, spegnendo tutti i restanti motori, con un ritardo pari a  $\Delta t = 1sec$ . In Fig. 3.19-3.20 sono riportati gli andamenti della posizione e della velocità lungo gli assi  $(x,y,z)$  del drone.



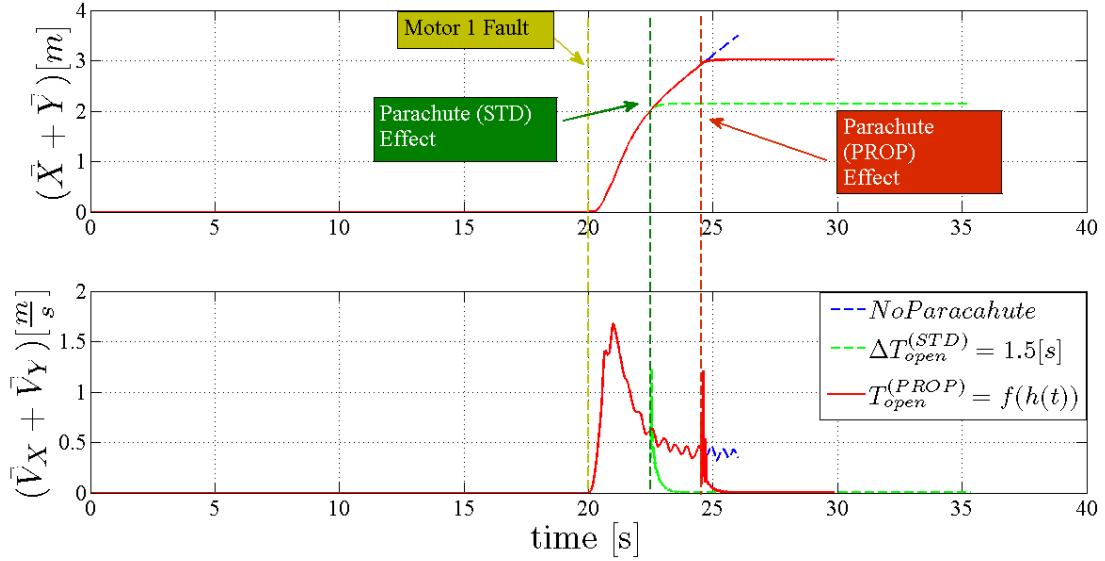
**Figura 3.19:** Posizione del drone lungo gli assi  $(x,y,z)$  senza paracadute (blu), apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in assenza di vento



**Figura 3.20:** Velocità del drone lungo gli assi  $(x,y,z)$  senza paracadute (blu), apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in assenza di vento

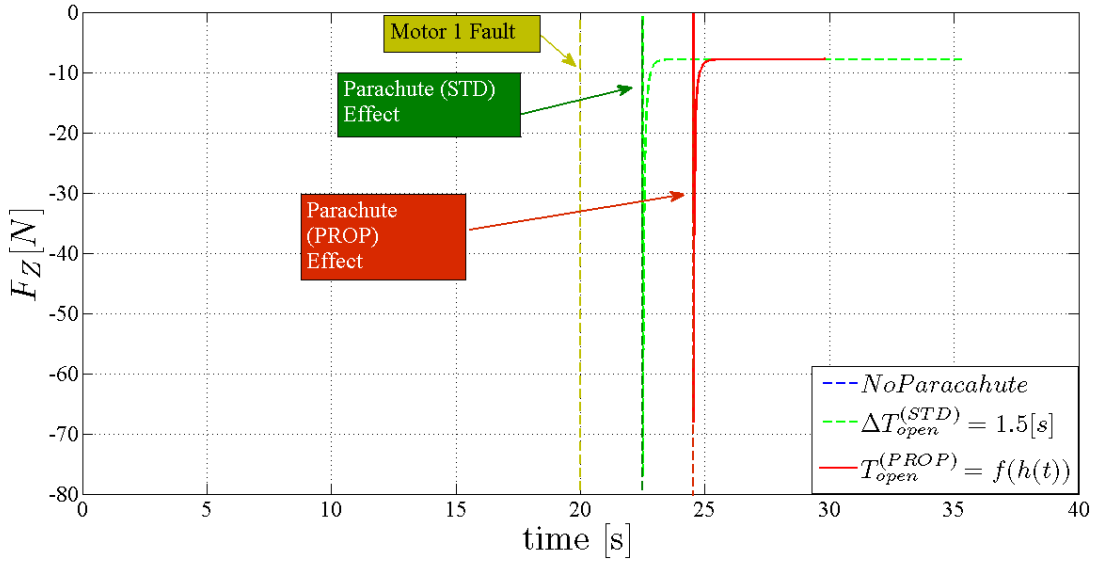


Le Figure sopra riportate confermano quanto ipotizzato. Guardando alla Fig. 3.19, si può affermare che aprire in ritardo il paracadute porta ad una distanza percorsa leggermente inferiore a quella ottenuta con un metodo classico (curve verdi). Ciò che risulta particolarmente importante notare è che, aver comandato un apertura del paracadute ritardata, non compromette la velocità di impatto al suolo del drone che, per entrambi i casi e per le caratteristiche del paracadute considerate, è pari a circa  $v_{down} \simeq 2.6 \frac{m}{s}$  contro i  $\simeq 10 \frac{m}{s}$  che si hanno senza alcun sistema di sicurezza. Come per i risultati presentati in precedenza, e per meglio illustrare gli andamenti del drone nel piano  $(x,y)$ , di seguito sono riportati gli andamenti della norma della posizione e della velocità.



**Figura 3.21:** Norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x,y)$  senza paracadute (blu), apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in assenza di vento

Dalla Fig. 3.21 risulta più evidente come il ritardo nell'apertura del paracadute comporti una distanza, in norma, minore di appena  $0.3m$  rispetto ad una apertura, dello stesso, classica. Tale differenza risulta dunque trascurabile per una quota iniziale di  $50m$ . Si noti inoltre che l'istante di impatto risulta pari a circa  $t_{nopara} \simeq 26(sec)$  in assenza di paracadute,  $t_{para} \simeq 36(sec)$  con un apertura standard e  $t_{prop} \simeq 29(sec)$  con il metodo proposto. Col metodo proposto è dunque possibile ottenere un tempo di impatto abbastanza breve, se rapportato a quello che si ottiene nel caso di caduta libera, con una velocità notevolmente ridotta. Infine, in Fig. 3.22, è possibile valutare la differenza nelle forze di frenata esercitate dal paracadute nei due casi esaminati.

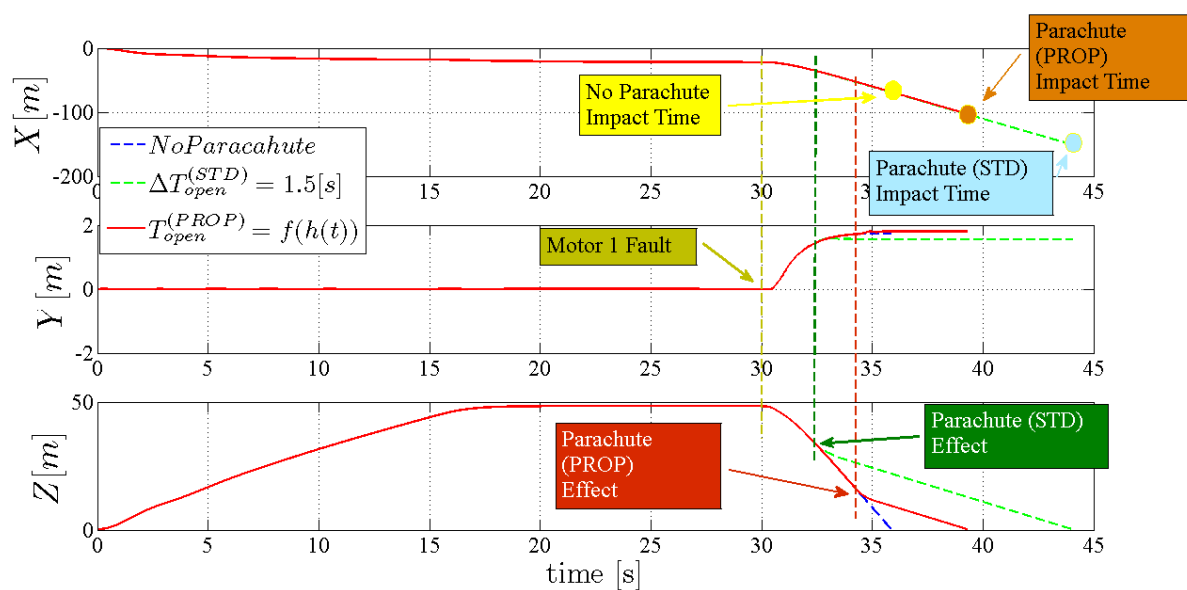


**Figura 3.22:** Forza applicata dal paracadute lungo l'asse corpo  $z$  durante la caduta per apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in assenza di vento

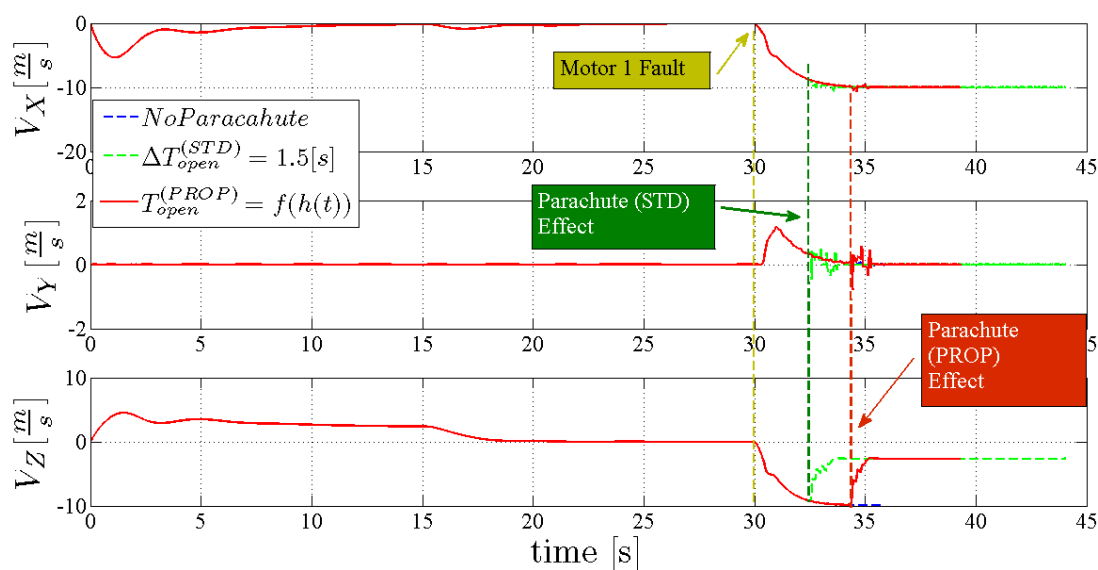
Dalla Fig. 3.22 è interessante notare come, l'apertura controllata del paracadute, produca un forza esercitata sul corpo inferiore. Questo è dovuto al fatto che, con l'apertura standard (verde) questa avviene in un momento in cui l'accelerazione di caduta del drone era ancora presente mentre, nella soluzione proposta, il paracadute viene aperto nel momento in cui il corpo ha raggiunto la velocità limite di caduta e quindi accelerazione nulla. I risultati appena discussi dimostrano come, anche in assenza di vento, ritardare l'apertura del paracadute col metodo proposto, comporti dei vantaggi interessanti sull'istante di impatto e, praticamente nessuno, dal punto di vista della distanza percorsa. Ovviamente, tale risultato, resta valido solo nel caso in cui non vi fosse vento cosa che, in un caso reale, non risulta del tutto poco probabile. Diverso è il caso, come verrà illustrato a breve, in cui venga considerato un vento costante che, come visto dalle analisi precedenti, produce forti variazioni sulla predizione del punto di impatto.

### 3.3.2 Apertura Controllata con Vento Longitudinale

I vantaggi della soluzione proposta nell'apertura, ritardata/controllata, del paracadute sono maggiormente evidenziati dalle analisi esposte di seguito in cui è stato considerato un vento longitudinale pari a  $v_{wind} = 10 \frac{m}{s}$ . Inoltre, per i risultati di seguito esposti, è stato supposto che il guasto al motore si verificasse all'istante di tempo  $t_{fault} = 30sec$  ed il sistema intervenisse, come in precedenza, con un ritardo pari a  $\Delta t = 1.0sec$ . In Fig. 3.23-3.24 sono riportati gli andamenti nel tempo della posizione e della velocità lungo gli assi  $(x, y, z)$ , per i tre casi considerati, nessun paracadute, paracadute con apertura standard e paracadute con apertura controllata.



**Figura 3.23:** Posizione del drone lungo gli assi  $(x,y,z)$  senza paracadute (blu), apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in presenza di vento



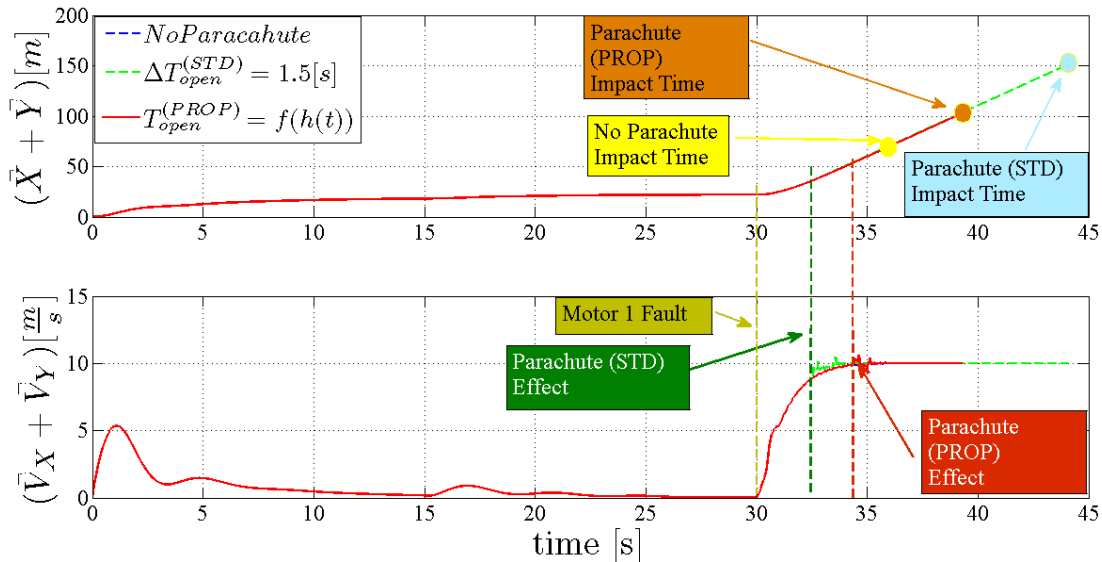
**Figura 3.24:** Velocità del drone lungo gli assi  $(x,y,z)$  senza paracadute (blu), apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in presenza di vento

Il primo fatto interessante da notare è che, a causa del vento, il drone avrà una fase in cui inizierà a spostarsi che verrà, a seguito dell'intervento del controllo di posizione, stabilizzata. E' possibile notare questo andamento in Fig. 3.23 lungo l'asse, ovviamente,  $x$ . Inoltre anche l'andamento della quota risulta, in presenza del vento, non più lineare come in precedenza. Questo è dovuto al fatto che, per poter stabilizzare la posizione, il controllo inclinerà il drone per opporsi alla spinta del vento e, di conseguenza, la spinta totale verticale diminuirà di un fattore dovuto al coseno dell'angolo di beccheggio. A seguito del guasto sul motore e della caduta comandata del drone dal punto di vista del tempo di impatto e della distanza percorsa, ovviamente, non disporrà di un sistema come il paracadute produce i risultati migliori. A conferma di questo è riportato in Fig. 3.25 l'andamento della norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x,y)$  ed, inoltre, è possibile valutare le differenze del tempo di impatto, cioè l'intervallo di tempo che intercorre tra l'istante in cui si verifica il guasto e quello in cui avviene l'impatto, e della distanza percorsa, per i tre casi considerati, grazie ai valori riportati in Tabella 3.7.

Parametro	NoPara	Para <sup>(PROP)</sup>	Para <sup>(STD)</sup>
$t_{crash}(s)$	5.66	8.32	14.04
$dist(m)$	59.66	84.77	143.10

**Tabella 3.7:** Tempo di impatto e distanza percorsa per i tre casi considerati in presenza di vento

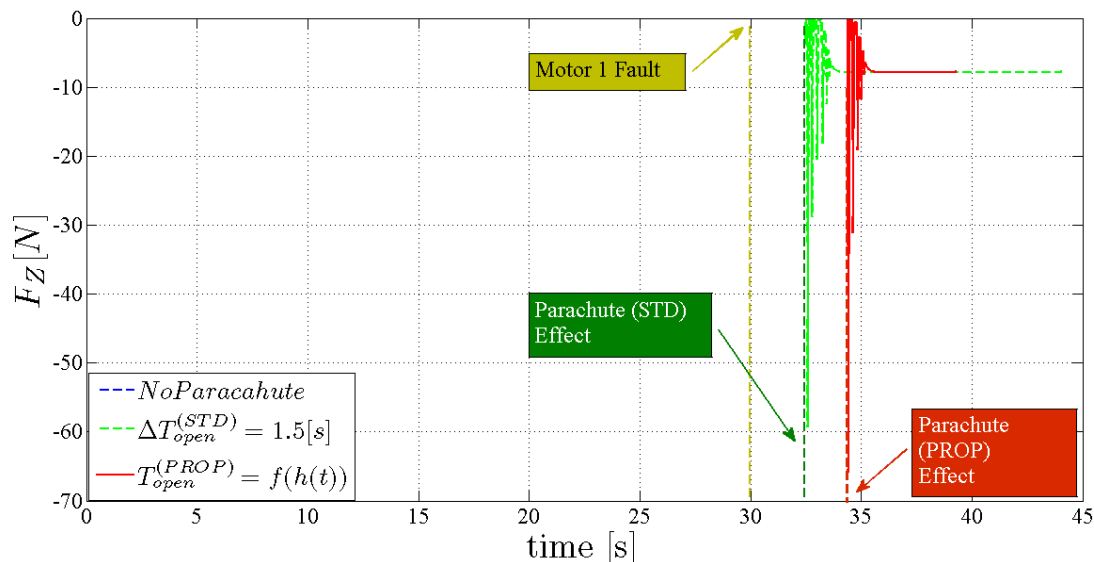
La differenza nell'aprire il paracadute in maniera controllata, come proposto in funzione della quota, porta notevoli vantaggi. La distanza percorsa differisce, rispetto al caso ottimale senza paracadute, di circa 25m mentre con un'apertura standard questa risulta essere più di 80m, cioè tre volte più grande rispetto alla soluzione proposta. Lo stesso vale per i tempi di impatto che differiscono, sempre rispetto al caso senza paracadute, di 3sec e 9sec con apertura controllata e standard, rispettivamente.



**Figura 3.25:** Norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x,y)$  senza paracadute (blu), apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in presenza di vento

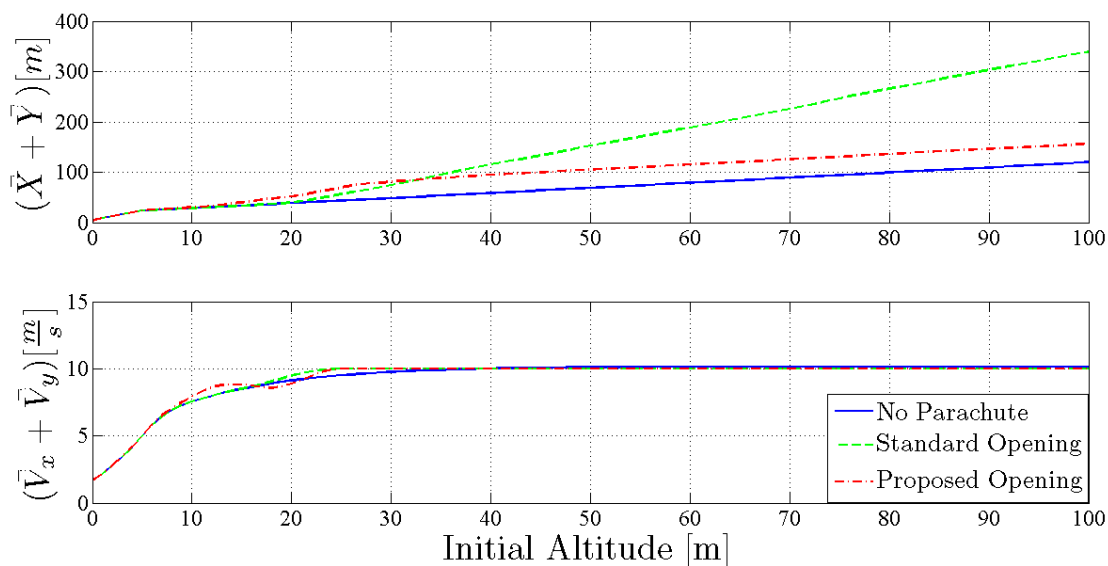
Ovviamente, anche questo esempio, conferma quanto discusso in precedenza, il paracadute non riesce a rallentare (a meno di effetti aerodinamici secondari) eventuali velocità longitudinali e/o laterali, come confermato dalla Fig. 3.25. In ogni caso, l'apertura controllata del paracadute,

continua a fornire la velocità di discesa caratteristica dello stesso (circa  $2.5 \frac{m}{s}$ ) come evidenziato dalla Fig.3.24. La Fig. 3.26 mostra come, ritardare l'apertura del paracadute anche in presenza di vento, non porta a differenze sostanziali nelle forze di resistenza prodotte a cui è soggetto il drone che sono, per l'appunto, dell'ordine di 60N lungo l'asse verticale.



**Figura 3.26:** Forza applicata dal paracadute lungo l'asse corpo  $z$  durante la caduta per apertura standard (verde) e apertura proposta (rosso), in presenza di vento

Le analisi mostrate nel presente Capitolo portano alla conclusione che, l'utilizzo di un sistema di sicurezza come il paracadute, produce dei notevoli vantaggi dal punto di vista delle velocità di impatto e, conseguentemente, sui danni subiti. Particolare attenzione verrà prestata nel momento in cui si stiano effettuando operazioni in presenza di vento che, come discusso poco sopra, produce effetti non più trascurabili sulla distanza di impatto in caso di guasti. Ovviamente, il vento considerato nelle analisi esposte risulta essere abbastanza elevato e, solitamente, in tali condizioni non è suggerito operare in quanto, anche per piloti esperti, risulta difficile mantenere il controllo del velivolo. In ogni caso, le analisi mostrate, portano ad avere una buona stima sulla previsione dei punti di impatto del velivolo sia in presenza di vento che non e, sia nel caso in cui si disponga di un sistema di sicurezza come il paracadute. Infine, visti i notevoli guadagni sulla distanza massima percorsa prima dell'impatto attraverso la soluzione di apertura del paracadute proposta, in Fig.3.27 vengono riportati gli andamenti del vettore norma di posizione e velocità in funzione della quota iniziale.



**Figura 3.27:** Norma del vettore posizione e velocità nel piano  $(x, y)$  in funzione della quota iniziale  $h_0$  in presenza di vento, senza paracadute (blu), con apertura standard  $\Delta t_{open} = 1.5[s]$  (verde) e con apertura proposta  $t_{open} = f(h(t))$  (rosso)

Dalla Fig. 3.27 risulta evidente come, la soluzione proposta, porta notevoli vantaggi a tutte le quote e rende, la norma del vettore posizione, praticamente parallela a quella ottenuta senza paracadute, traslata di circa  $30m$ , contro i  $200m$  ottenuti nel caso di apertura *standard*.

## ICARO II QUADROTOR

Al fine di realizzare dei test di volo su di un velivolo reale e poterne valutare le problematiche che ne derivano dal suo controllo in remoto, è stato scelto il *quadroter* sviluppato presso il Dipartimento dell'Informazione della Scuola di Ingegneria dell'Università di Pisa basato sull'autopilota *Icaro II*. Inoltre, sulla base di tale drone, è stato anche sviluppato il simulatore presentato per le analisi dei Capitoli precedenti, [8]. Durante il presente lavoro di tesi, al fine di migliorare la qualità di volo del drone *Icaro*, sono state apportate alcune modifiche come la sostituzione dell'unità inerziale (IMU) e la variazione del modo di volo da  $+$  a  $X$ . Di seguito verranno illustrate le principali componenti *hardware* e *software* di cui è costituito il velivolo in esame e, più in generale, un drone.

### 4.1 Componenti Hardware

Le principali componenti *hardware* di cui è costituito un qualsivoglia velivolo, in particolare un quadricottero, vengono brevemente illustrate di seguito :

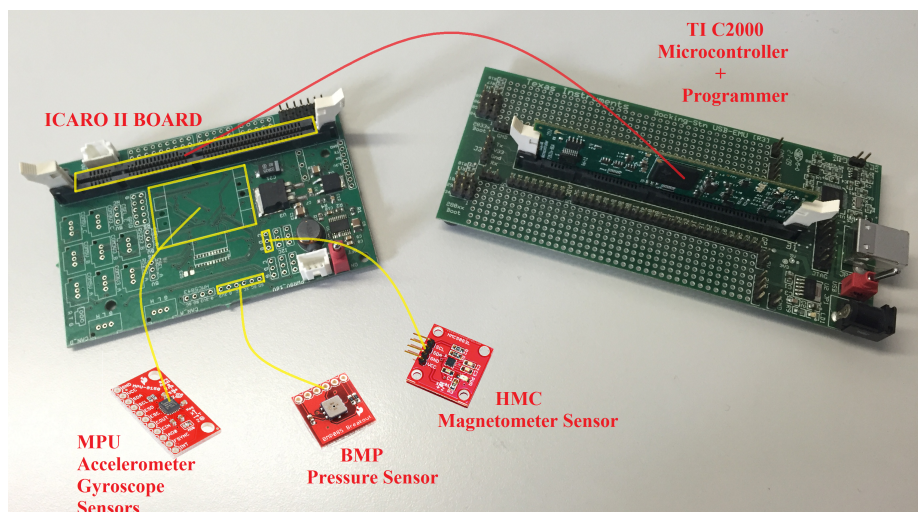
**Corpo del drone** è la struttura principale alla quale vengono poi montate tutte le restanti componenti, motori, elettronica, batteria;

**Elettronica** l'elettronica è formata dal microcontrollore e dai sensori ad esso collegati che permettono la realizzazione di un sistema di controllo;

**Motori ed Eliche** rappresentano la parte meccanica in movimento del drone quelle che, appunto, permettono la generazione delle forze di portanza;

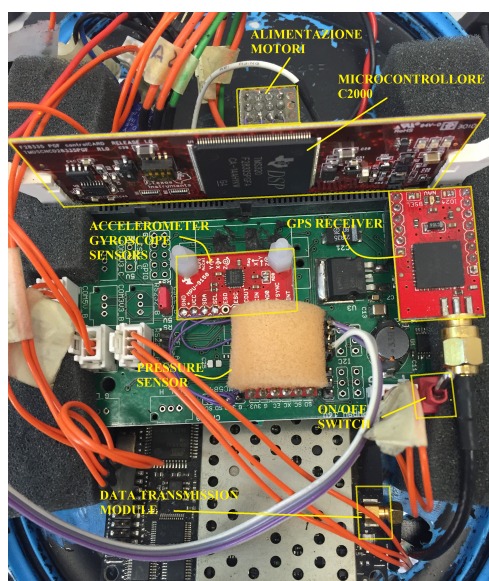
**Batteria** fornisce l'alimentazione a tutto il sistema, motori ed elettronica.

Ovviamente, a questa, vanno aggiunte le componentistiche di ricezione e trasmissione dei comandi radio impartiti dal pilota. Con particolare riferimento al drone esaminato, le componenti appena illustrate vengono riportate nelle figure seguenti. In particolare, in Fig. 4.1 è possibile vedere il microcontrollore C2000 della *Texas Instrument* con il rispettivo programmatore, la *board* realizzata per *Icaro II*, i principali sensori a bordo quali, accelerometro, giroscopio, magnetometro e sensore di pressione. Nella stessa figura sono anche riportati, in maniera abbastanza blanda, le posizioni che tali sensori assumono nella *board* a bordo del drone. Inoltre, si tenga presente che quelli riportati, sono stati solo una parte dell'intera elettronica presente ed ha avuto il solo scopo di fornirne un esempio.



**Figura 4.1:** Parte dell'elettronica e sensoristica a bordo del drone Icaro II

La Fig. 4.2 illustra come, le componenti appena discusse, sono installate nella versione attualmente in uso del drone *ICARO II*. Per fornire una lettura più chiara, vengono inoltre evidenziate le parti di particolare interesse per il sistema.



**Figura 4.2:** Struttura dell'elettronica a bordo del drone Icaro II

Dalla figura di cui sopra è facile notare come, l'elettronica sviluppata, si presenti in maniera abbastanza compatta. Infine, in Fig.4.3, viene riportato uno delle quattro braccia installati sul drone, con il rispettivo motore ed elica. Viene inoltre evidenziato il driver che permette il controllo del motore sulla base del segnale *pwm* proveniente dal sistema di controllo. In Tabella4.1 sono riportate le caratteristiche dei principali sensori inerziali installati a bordo del drone e schematicamente illustrati in Fig. 4.1.



Sensore	Modello	Range	Risoluzione
Pressione ( $hPa$ )	BMP085	300 – 1100	0.03
Magnetometro ( $mG$ )	HMC5883	$\pm 8000$	5
Accelerometro ( $g$ )	MPU9150	$\pm 4$	8192( $LSB/g$ )
Giroscopio ( $^{\circ}/s$ )	MPU9150	$\pm 250$	131( $LSB/^{\circ}/s$ )

**Tabella 4.1:** Caratteristiche del sensore di pressione (BMP085), del magnetometro (HMC5883) e degli accelerometri e giroscopi (MPU9150), presenti a bordo del drone

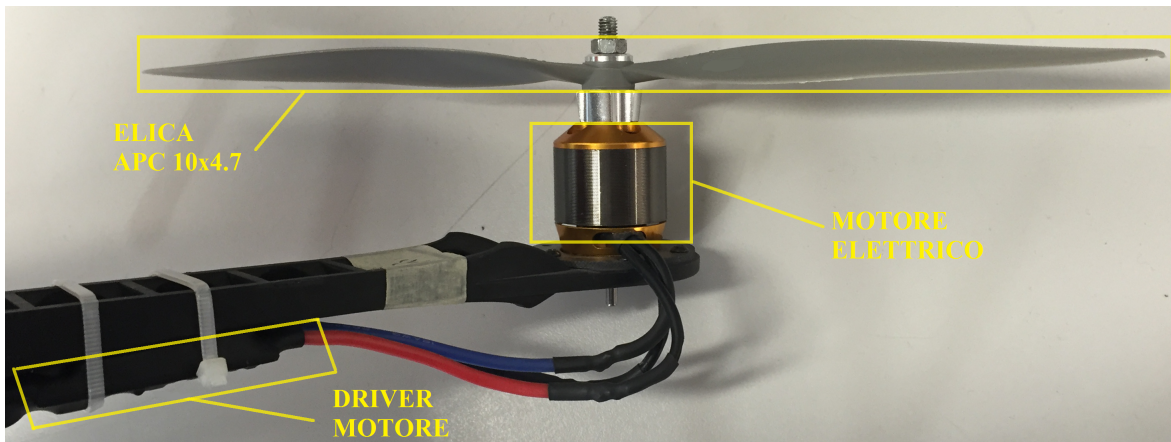
Si tenga presente che, obiettivo del sensore di pressione è quello di ottenere il valore della quota. Per far questo, nota la variazione della quota misurata dal sensore, è possibile attraverso la seguente equazione ottenere il valore della quota

$$z = -H \ln \frac{P}{P_0} \quad (4.1)$$

dove :  $P$  rappresenta la lettura di pressione fornita dal sensore,  $P_0 = 1013.25hPa$  la pressione dell'aria a livello del mare ad una temperatura di  $T_0 = 0^{\circ}C$  ed  $H$  definita come

$$H = \frac{R_a T_{0(K)}}{g} \quad (4.2)$$

con :  $R_a = 287 \frac{J}{Kg \cdot m}$  costante di gas ideale dell'aria,  $T_{0(K)} = 273.25K$  temperatura a  $0^{\circ}C$  espressa in Kelvin e  $g = 9.81m/s^2$  accelerazione di gravità.

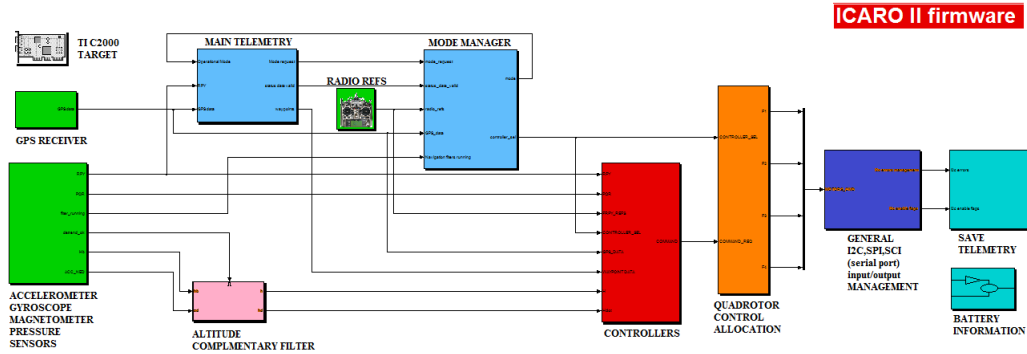


**Figura 4.3:** Braccio che collega uno dei 4 motori al corpo centrale del drone

Quanto appena illustrato rappresenta una parte della sensoristica, essenziale, al fine di fornire le informazioni utili al sistema di controllo, e quindi alla parte *software* di seguito illustrata. In particolare, verrà riportata in maniera schematica, la struttura del *Firmware* implementato a bordo del velivolo, al fine di realizzare i controlli necessari al suo pilotaggio.

## 4.2 Struttura Software

Il *firmware* a bordo del drone è stato sviluppato in ambiente *MatLab/Simulink* grazie alle librerie per il microcontrollore utilizzato, *Texas Instruments C2000*, rese disponibili dal produttore. In Fig. 4.4 è illustrato lo schema generale che realizza il *software* di controllo del drone.



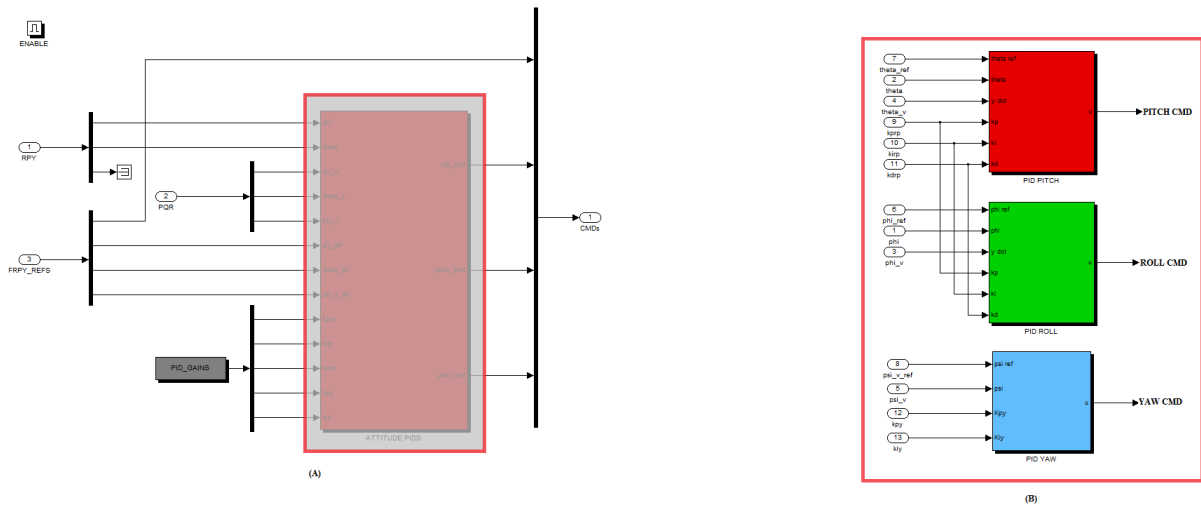
**Figura 4.4:** Firmware Icaro II realizzato presso la Scuola di Ingegneria dell'Università di Pisa, Dipartimento dell'Informazione

Si noti intanto la similitudine col modello di simulatore presentato nei Capitoli precedenti che deriva, appunto, dal *firmware* appena mostrato. I blocchi di maggiore interesse sono rappresentati dal ricevitore GPS e sensori inerziali (blocchi verdi), invio al sistema di controllo dei comandi pilota (blocco Radio Refs), i controllori sviluppati (blocco rosso), il sistema di allocazione dei controlli (blocco arancio) mentre, il blocco blu, si preoccupa di inviare le richieste di coppia ai motori e di leggere i segnali provenienti dalle varie interfacce collegate al microcontrollore (es. sensori inerziali, comandi radio, sensore di pressione, ecc...). Per quanto riguarda il blocco di allocazione, arancio, questo viene ampiamente illustrato in Appendice A. Si vuole brevemente illustrare la struttura interna del blocco controllori (rosso). In Fig. 4.5 è riportata la struttura interna del controllore che si preoccupa di stabilizzare l'assetto, in particolare controlla in funzione dei riferimenti in ingresso, gli angoli  $(\phi, \theta, \psi)$ .

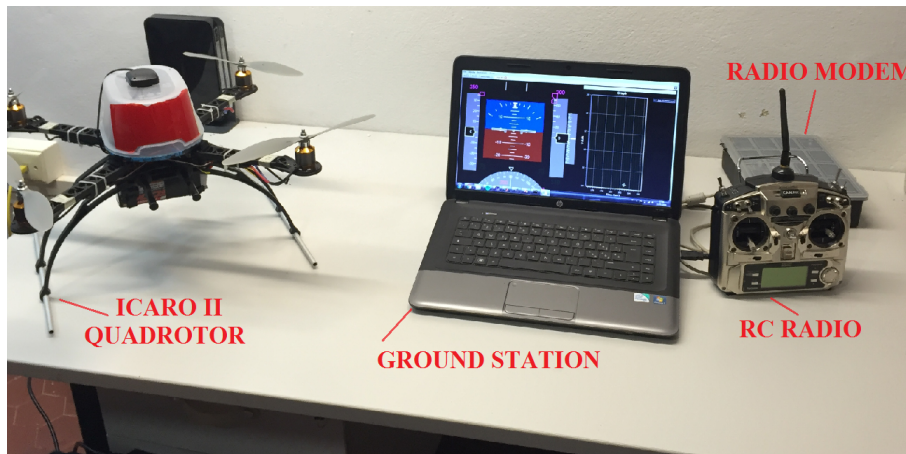
Come evidenziato in Fig. 4.5, il controllo di assetto è realizzato mediante controllori PID, uno per ogni angolo. Come noto dalla teoria del controllo, la forma generale di un controllore PID è la seguente

$$u(t) = K_P y(t) + K_I \int_0^t y(\tau) d\tau + K_D \frac{dy(t)}{dt} \quad (4.3)$$

dove, in particolare,  $y(t)$  corrisponde all'errore in ingresso al controllore. Ad esempio, per regolare l'angolo di rollio, si avrà che  $y(t) = e_{roll}(t) = \theta_{REF} - \theta(t)$ . L'uscita del controllore PID rappresenta la richiesta di coppia che, attraverso la matrice di allocazione, viene fatta ai motori. Ovviamente, al fine di tarare i guadagni dei diversi controllori, sono state effettuate delle prove di volo. E' infatti possibile, col *firmware* sopra esposto e con l'ausilio di un applicazione, sempre sviluppata presso la Scuola di Ingegneria, Dipartimento dell'Informazione, denominata *Ground Station*, modificare e ricevere tali guadagni, oltre ad informazioni di telemetria del drone (assetto, stato della batteria, ecc...), in tempo reale.



**Figura 4.5:** Controllore di assetto implementato sul firmware Icaro II, a) forma generale e b) struttura dei singoli PID



**Figura 4.6:** Sistema completo sviluppato

In Fig. 4.6 mostra infine l'intero sistema sviluppato ed utilizzato per i test di volo reali, composto dal drone, PC con applicazione *ground station*, radio e radio modem (che permette la comunicazione tra il drone ed appunto la *ground station*). Si tenga comunque presente che, quanto illustrato sia per la componentistica *hardware* che per la struttura *software*, ha il solo scopo di fornire una descrizione generale che evidenzi almeno quelle parti che risultano essenziali per la realizzazione di un drone.

**ESPERIMENTI SAFETY FENCE**

Nel seguente Capitolo vengono mostrati i risultati ottenuti dai test effettuati al fine di validare il sistema di sicurezza e supporto visivo sviluppato, *safety fence* [2]. Si tenga presente che, visti i forti limiti imposti dall'ENAC sui voli in spazi aperti per i quali è vietato disporre il velivolo di qualunque tipo di carico (camera compresa), i primi risultati mostrati sono stati ottenuti attraverso l'utilizzo del simulatore del drone reale esaminato nel Capitolo precedente e l'ausilio del software *Google Earth*. Come area di test è stata scelta la zona aeroportuale di Pisa ed è stato simulato l'intervento per la verifica dello stato di un impianto fotovoltaico. In Fig. 5.1 è mostrata l'area entro la quale è stata simulata la missione.



**Figura 5.1:** Area selezionata per effettuare l'operazione di test del sistema di sicurezza proposto

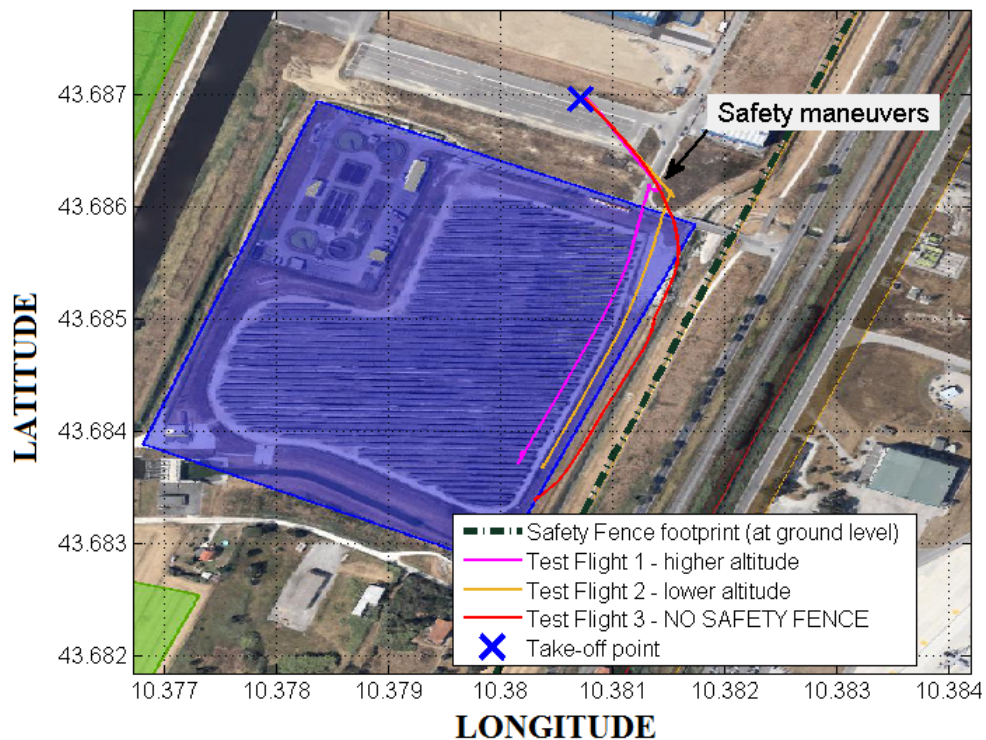
Una volta selezionata l'area entro la quale si andrà ad effettuare le operazioni, vengono delimitati i confini delle aree non adibite al volo. Per il test effettuato, la Fig. 5.2 mostra la definizione di tali limiti in funzione dell'obiettivo della missione.





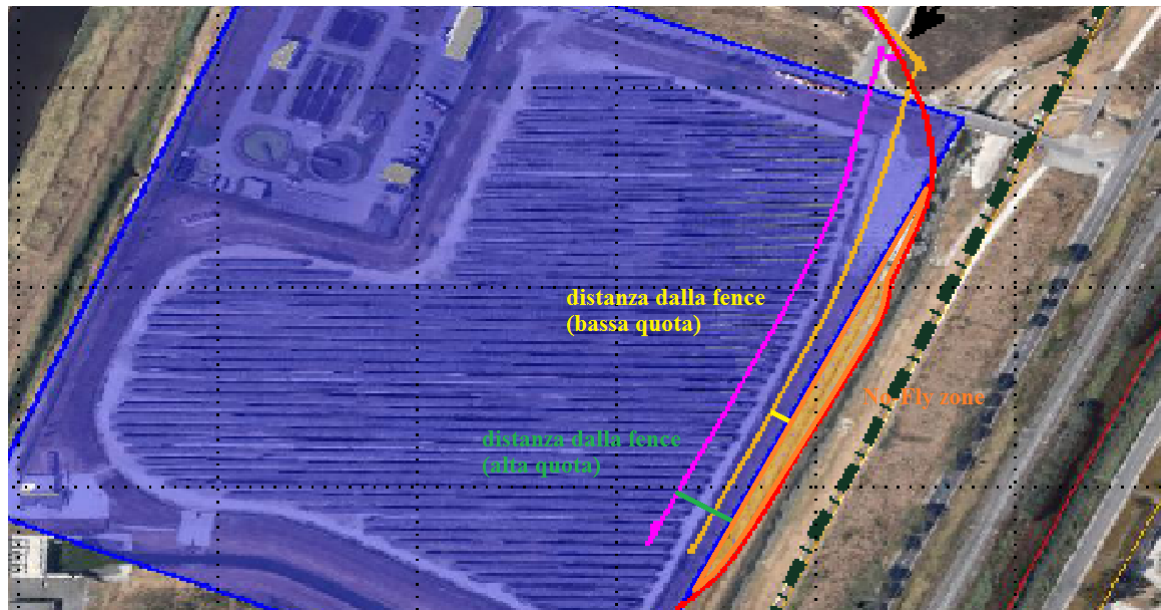
**Figura 5.2:** Selezione dell'area di interesse e definizione dei limiti sulle *no-fly zone*, area dedicata all'operazione (blu) ed obiettivo della missione (rosso)

I bordi in blu mostrati nella Fig. 5.2 rappresentano i punti limite oltre i quali vi sono le zone che non devono essere interessata dal volo. Il test è stato effettuato dapprima senza l'ausilio del sistema proposto e successivamente con la presenza di quest'ultimo in due differenti casi : a) volo a bassa quota e b) volo ad alta quota. La Fig. 5.3 mostra le traiettorie percorse dal medesimo pilota nei casi appena elencati.



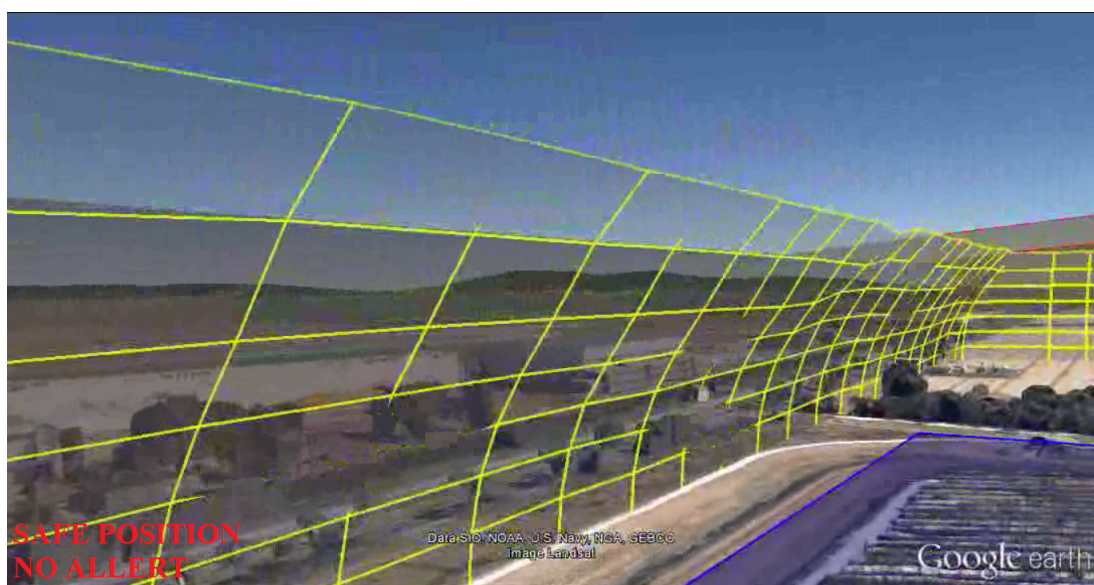
**Figura 5.3:** Traiettorie eseguite dal pilota in assenza di *safety fence* (rosso), con *safety fence* attivo per bassa (arancio) ed alta (magenta) quota

Risulta subito evidente come, senza l'ausilio del sistema proposto, il pilota non riesca a rispettare i limiti imposti e, dopo pochi metri percorsi, esca dalla zona adibita all'operazione. Altro fattore particolarmente interessante da notare, è la differenza tra la distanza dalla *fence* ad alta e bassa quota.



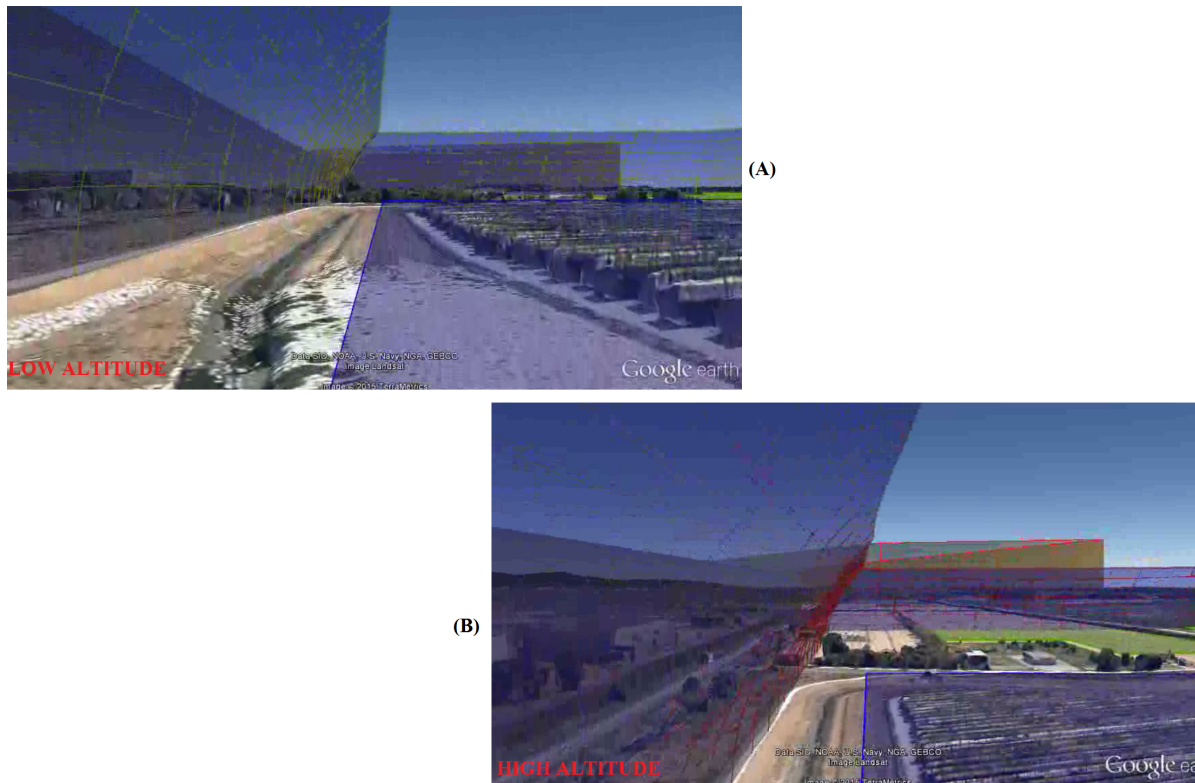
**Figura 5.4:** Distanza dalla fence per operazioni a bassa quota (gialla), per operazioni ad alta quota (verde) ed area non adibita al volo interessata senza l'ausilio del sistema proposto (arancio)

La Fig. 5.4, mostra un ingrandimento delle traiettorie eseguite dal pilota al fine di mostrare : a) come l'utilizzo della *safety fence* permetta un volo sicuro e la non violazione di aree *no-fly* e b) la differenza della distanza dalla *fence* per operazioni a differenti quote. Si tenga presente che i punti di impatto, come dimostrano le analisi dei Capitoli precedenti, sono linearmente dipendenti dalla quota. Per meglio illustrare i comportamenti del sistema proposto in funzione di varie quote, vengono riportate in Fig. 5.5-5.6 degli esempi su un test di volo simulato.



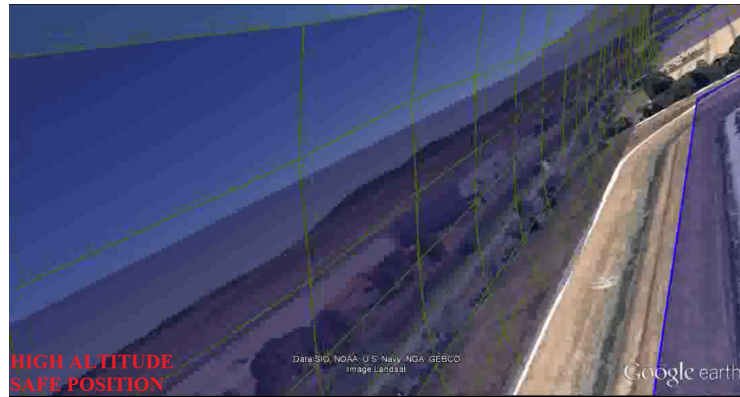
**Figura 5.5:** Operazione in completa sicurezza, colorazione fence gialla con sfondo chiaro





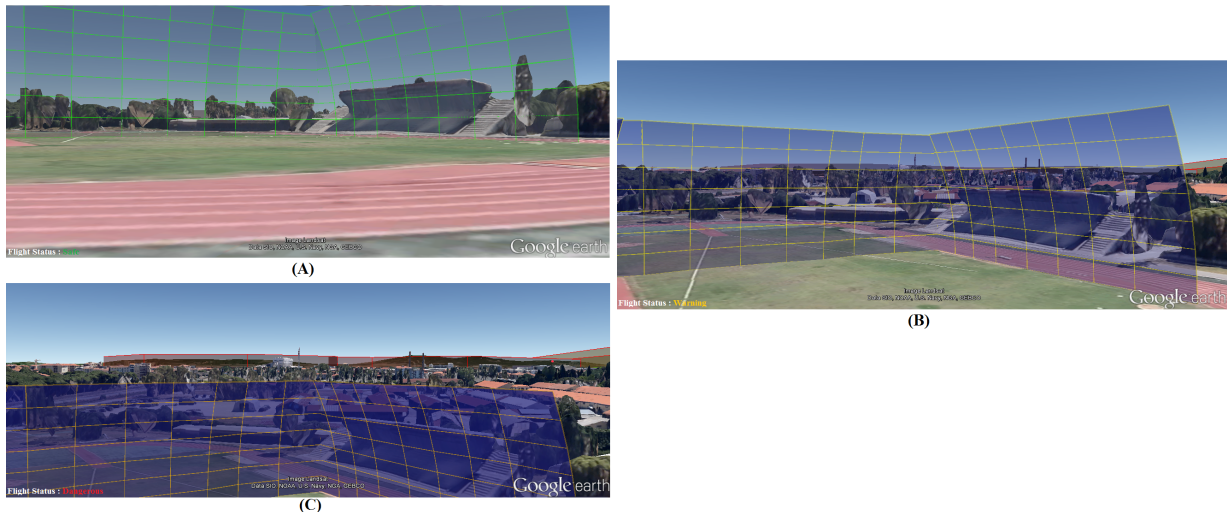
**Figura 5.6:** Operazione in prossimità della fence per bassa quota (A) e per alta quota (B)

La Fig. 5.5 mostra una condizione di volo in cui non c'è alcun pericolo sul superamento della zona adibita all'operazione, la *fence* risulta infatti di colore giallo a sfondo chiaro. Viceversa, nella Fig. 5.6 sono mostrate due situazioni in cui il pilota sta eseguendo operazioni in prossimità della *fence*. In particolare, nel caso in cui si operi a bassa quota, Fig. 5.6 (A), il sistema allerta il pilota sulla possibile violazione che potrebbe comunque essere evitata. Nel caso di volo ad alta quota in prossimità della *fence*, Fig. 5.6 (B), il sistema di supporto avvisa il pilota che la violazione dei limiti potrebbe non evitata. Il pilota a quel punto dovrà eseguire una manovra per aumentare la distanza dalla *fence* e riportare così l'operazione in uno stato di sicurezza. Nella Fig. 5.7 viene mostrata una manovra che, dalla situazione in Fig. 5.6 (B), riporta il velivolo in uno stato di semplice allerta. Continuando con la manovra imposta, il pilota, riporterà infine il velivolo nella condizione di completa *safety* descritta dalla Fig. 5.5. Si vuole far notare che per i test reali effettuati, di cui sono riportate le traiettorie in Fig. 5.9, la colorazione della *fence* è stata variata al fine di effettuare un confronto rispetto a quella utilizzata nei test simulati di Fig. 5.6. In particolare, la colorazione utilizzata per lo stato di volo sicuro è stata quella verde, quella gialla come primo avviso al pilota e quella rossa come ultimo avviso.



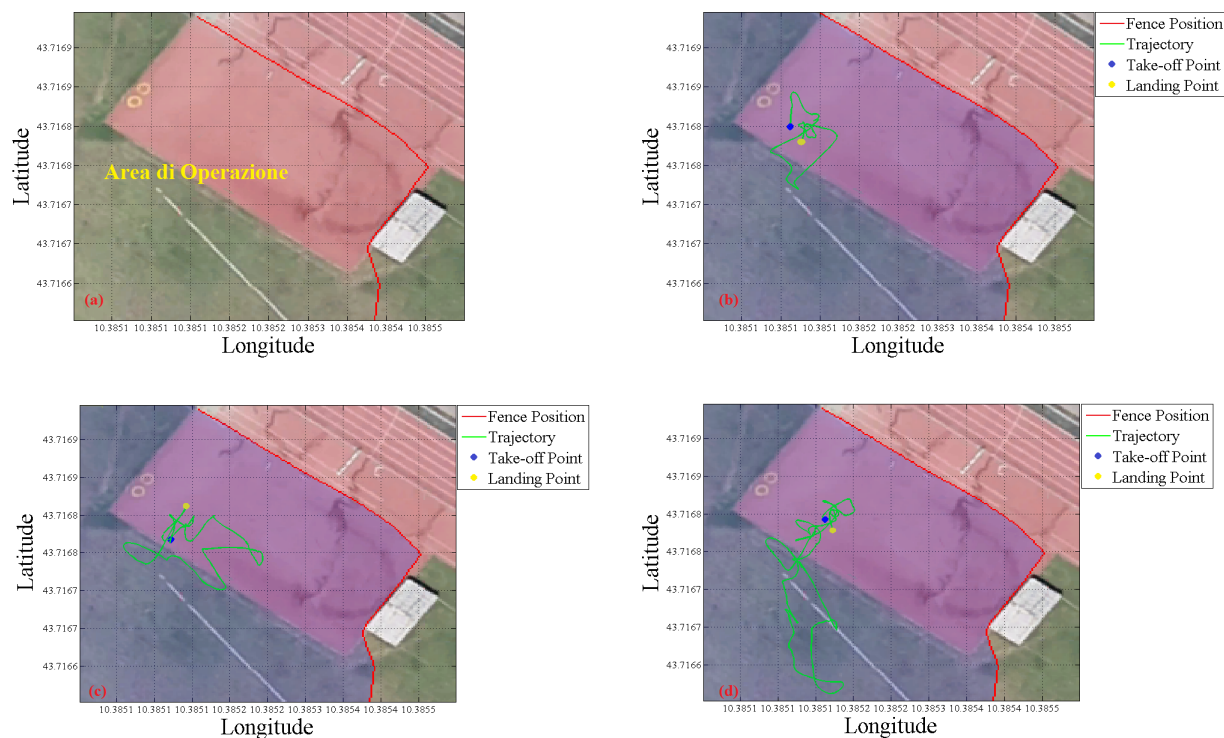
**Figura 5.7:** Manovra per riportare il velivolo in una condizione di sicurezza, come suggerito dal sistema proposto

I test condotti, e riportati nelle figure di cui sopra, mostrano come il sistema di ausilio visivo proposto porti notevoli vantaggi dal punto di vista della sicurezza. Inoltre, data la natura dell'operazione in controllo remoto, risulta particolarmente complicato se non impossibile per il pilota rispettare i limiti sull'area interessata, data l'elevata distanza relativa tra se ed il velivolo. Quello appena esposto è il risultato di un test effettuato in un ambiente completamente simulato mentre, in Fig. 5.9, sono mostrate le traiettorie seguite dal pilota durante un test reale nel campo sportivo sito in Pisa. E facile notare come, tutte le manovre effettuate, sono state eseguite all'interno dell'area identificata per il volo. Nella Fig. 5.8 è possibile notare la variazione dello stato della *fence* per un volo stazionario a differenti quote effettuato nei test reali condotti presso il campo sportivo sopra citato. Risulta abbastanza evidente come, all'aumentare della quota la *fence* inizi a variare la sua colorazione in modo da allertare il pilota. Infine, in Fig. 5.10, viene riportata una foto del sistema in azione durante uno dei voli di test effettuati in cui è possibile notare i due differenti avvisi lanciati, appunto, dal sistema di ausilio al pilota.

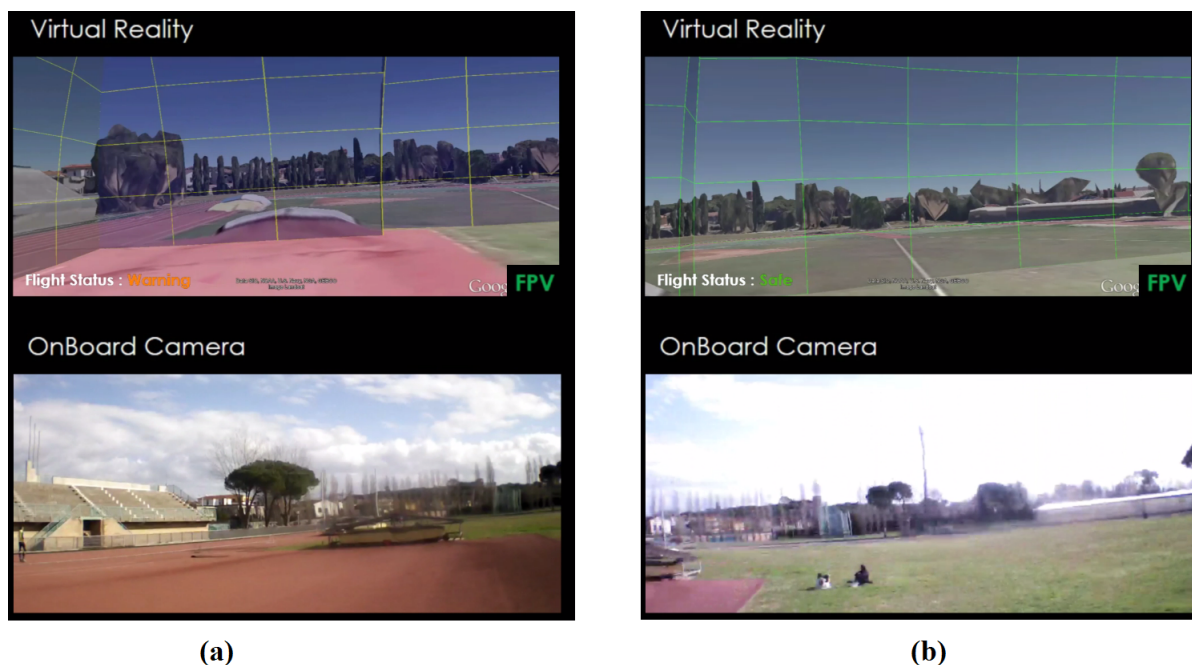


**Figura 5.8:** Stato della fence per volo stazionario a bassa quota (A), quota intermedia (B) ed alta quota (C)





**Figura 5.9:** Campo Sportivo Pisa, zona di operazione identificata (a), traiettoria volo 1 (b), traiettoria volo 2 (c), traiettoria volo 3 (d)



**Figura 5.10:** Acquisizione video della realtà virtuale in cui viene implementato il sistema di ausilio proposto ed acquisizione video dalla onboard camera del drone, caso in cui il sistema fornisce un primo warning al pilota (a-fence gialla) e caso in cui il sistema informa il pilota sulla completa sicurezza delle sue operazioni (b-fence verde)

## CONCLUSIONI

Obiettivo del lavoro di tesi esposto è stato quello di sviluppare un sistema di ausilio visivo per il controllo remoto dei veicoli, con particolare riferimento ai multirotori, che permettesse l'esecuzione delle operazioni in maniera più sicura. Al fine di garantire la suddetta sicurezza, fondamentale importanza viene rivestita dall'analisi dei guasti a cui possono essere soggetti tali velivoli durante l'esecuzione di un'operazione. I guasti più comuni a tali sistemi sono stati analizzati al fine di fornire una predizione sulle traiettorie da questi percorse sino al momento dell'impatto. Il sistema di ausilio visivo proposto permette, come mostrano i risultati, di definire un'area entro la quale operare e garantire al pilota che, operando entro la zona virtualmente delimitata, le azioni eseguite, anche a seguito del verificarsi di problemi durante l'esecuzione di un'operazione, avvengano sempre all'interno di quest'ultima. I risultati dei test effettuati permettono di affermare che l'obiettivo posto è stato raggiunto ed inoltre, il sistema risulta indipendente dal tipo di veicolo controllato e può, dunque, essere applicato in modo generale ovviamente con le dovute accortezze per quanto riguarda la fase di predizione delle traiettorie.

Il sistema sviluppato nel lavoro di tesi presentato definisce la base di partenza per lo sviluppo di supporti di controllo atti a garantire la sicurezza sui voli in aree soggette a restrizioni. Attraverso le informazioni derivanti dalla *safety fence* è infatti possibile realizzare un'interfaccia aptica per il controllo remoto, quale un *joystick*, che fornisca un *feedback* in forza al pilota in modo da opporsi alla direzione in prossimità della zona non adibita al volo. Un tale sistema di supporto al volo potrebbe essere utilizzato, ad esempio, sia per l'allenamento di un pilota novizio che, come sistema di precisione, per un pilota esperto che debba operare entro zone particolarmente ristrette. Ancora, attraverso il sistema di sicurezza sviluppato, è possibile realizzare un controllore *sicuro*, che permetta la navigazione solo entro le zone delimitate dal muro virtuale definito. Gli argomenti trattati nel lavoro svolto risultano dunque particolarmente interessanti, ed espendibili, per lo sviluppo di tecniche di controllo per il pilotaggio remoto più sicure anche, e soprattutto, per quello che riguarda le differenti abilità da parte degli utilizzatori di tali veicoli.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] ENAC, “Mezzi aerei a pilotaggio remoto,” 2015.
- [2] F. Giulietti, L. Pollini, and G. Avanzini, “Visual aids for safe operation of remotely piloted vehicles in the controlled air space,” 2015.
- [3] D. W. Casbeer, R. W. Beard, T. W. McLain, S.-M. Li, and R. K. Mehra, “Forest fire monitoring with multiple small uavs,” in *American Control Conference, 2005. Proceedings of the 2005*, pp. 3530–3535, IEEE, 2005.
- [4] P. Rudol and P. Doherty, “Human body detection and geolocalization for uav search and rescue missions using color and thermal imagery,” in *Aerospace Conference, 2008 IEEE*, pp. 1–8, IEEE, 2008.
- [5] B. C. Davis, P. Patrón, and D. M. Lane, “An augmented reality architecture for the creation of hardware-in-the-loop & hybrid simulation test scenarios for unmanned underwater vehicles,” in *OCEANS 2007*, pp. 1–6, IEEE, 2007.
- [6] A. H. Göktoğan and S. Sukkarieh, “A augmented reality system for multi-auv missions,” *SimTect’05*, 2005.
- [7] H. Denio III, “Aerial solar thermography and condition monitoring of photovoltaic systems,” in *Photovoltaic Specialists Conference (PVSC), 2012 38th IEEE*, pp. 613–618, IEEE, 2012.
- [8] L. Pollini, V. Parnenzini, and M. Innocenti, “Distrubuted real-time hardware and man in the loop simulation for the icaro ii unmanned systems autopilot,” *Departament of Eletrical and Computer Engineering. University of Pisa, Via Diotisalvi, Pisa, Italy*, 2012.
- [9] G. Ducard and M.-D. Hua, “Discussion and practical aspects on control allocation for a multi-rotor helicopter,” in *Conference on Unmanned Aerial Vehicle in Geomatics*, pp. 1–6, 2011.
- [10] V. Calabrò and A. Caiti, “Parametric control allocation for a class of marine vessels,” *Ocean Engineering*, vol. 58, pp. 275–283, 2013.
- [11] T. Luukkonen, “Modelling and control of quadcopter,” *Independent research project in applied mathematics, Espoo*, 2011.
- [12] F. A. Morrison, “Data correlation for drag coefficient for sphere,” *Michigan Technology University, Houghton, MI*, 2010.
- [13] R. S. Subramanian and R. Balasubramaniam, *The motion of bubbles and drops in reduced gravity*. Cambridge University Press, 2001.
- [14] S. Park, N. Baek, and K.-W. Ryu, “A dynamics model of rotor blades for real-time helicopter simulation,” *International Journal of Multimedia and Ubiquitous Engineering*, vol. 7, no. 2, pp. 209–220, 2012.
- [15] Y. T. Shen and D. Fuhs, “Dynamic effects on propeller blade section lift, drag, and pitching moment coefficients,” tech. rep., DTIC Document, 1999.

- [16] R. Tognaccini, “Lezioni di aerodinamica dell’ala rotante,” *Department of Aerospace Engineering, University of Naples Federico II*, 2004.
- [17] J. J. Bertin and R. M. Cummings, *Aerodynamics For Engineers*. 2008.
- [18] J. Gambele, “A mathematical model for calculating the flight dynamics of a general parachute-payload system,” 1968.
- [19] L. Pollini, F. Giulietti, and M. Innocenti, “Modeling, simulation and control of a wing parafoil for atmosphere to ground flight,” in *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Monterey, CA*, 2002.
- [20] G. Shen, Y. Xia, and H. Sun, “A 6dof mathematical model of parachute in mars edl,” *Advances in Space Research*, vol. 55, no. 7, pp. 1823–1831, 2015.
- [21] D. Newman, “Aerodynamic forces and moments,” *Massachusetts Institute of Technology: MIT OpenCourseWare*, 2003.
- [22] M. Rastello, J.-L. Marié, and M. Lance, “Drag and lift forces on clean spherical and ellipsoidal bubbles in a solid-body rotating flow,” *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 682, pp. 434–459, 2011.
- [23] K.-F. Doherr and A. Sundern, “Parachute flight dynamics and trajectory simulation,” *System*, vol. 8, no. 8, pp. 603–609, 1971.

## APPENDICE A

La matrice di allocazione per un sistema controllato  $M$ , permette di ottenere, definiti il numero di motori e le spinte che questi esercitano, le corrispondenti forze e coppie sul corpo al quale questi sono collegati. In particolare, si riporta la struttura generale introdotta, si ha

$$\begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = M^{4 \times N_{prop}} \begin{bmatrix} F_1 \\ \vdots \\ F_N \end{bmatrix}$$

dove, i termini  $[T, L, M, N]^T$  rappresentano la spinta totale lungo l'asse corpo  $z$  del veicolo, la coppia di rollio, la coppia di beccheggio e quella di imbardata, rispettivamente. In generale, la forma di tale matrice, non è detto essere statica ma può variare al fine di rispettare particolari specifiche o in funzione di possibili movimenti dei singoli motori. Nel caso particolare dei multirotori questa risulta, nella maggior parte dei casi, essere statica. Supponendo di disporre di un multiroto- re con  $N_{prop} = 4$ , meglio indicato come quadrirotore dall'inglese *quadrotor* configurato per il volo a croce +, si avrà che

$$\begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu & \mu & \mu & \mu \\ 0 & -l\mu & 0 & l\mu \\ l\mu & 0 & -l\mu & 0 \\ -\kappa & \kappa & -\kappa & \kappa \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix}$$

dove,  $\mu$  rappresenta l'efficienza dei motori nel produrre una spinta verticale,  $l$  la distanza del braccio che collega il motore al corpo centrale e  $\kappa$  l'efficienza degli stessi nel produrre una coppia di imbardata. La struttura di tale matrice è definita secondo semplici leggi fisiche. Per quanto riguarda la prima riga, risulta facile capire che la spinta totale verticale è ottenuta come somma di tutte le forze generate dai motori. La seconda e la terza riga, a seguito della simmetria di tali velivoli, sono ottenute semplicemente calcolando la coppia data da una forza  $F_i$  applicata ad una distanza  $l_i$  da un corpo, dove i segni sono ottenuti valutando i versi delle rotazioni prodotte definiti positivi secondo la disposizione degli assi corpo imposta. L'ultima riga è invece ottenuta valutando l'azione delle coppie di tutti i motori dove, i segni, sono ottenuti in modo che si abbia una rotazione lungo l'asse corpo  $z$  positiva secondo quanto definito per gli assi corpo del velivolo. Ovviamente, nella realtà tale matrice viene utilizzata in maniera opposta, si cercano cioè quali siano le forze da richiedere ai motori al fine di seguire i riferimenti di spinta, rollio, beccheggio ed imbardata comandati. Definendo i vettori

$$\vec{\eta}_{cmd} = \begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad \vec{F}_{mot} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix}$$

il problema può essere scritto nella seguente forma

$$\begin{aligned} \vec{\eta}_{cmd} &= M \vec{F}_{mot} \\ \vec{F}_{mot} &= M^+ \vec{\eta}_{cmd} \end{aligned}$$

dove con  $M^+$  viene indicata la pseudoinversa della matrice di allocazione  $M$ . Nel caso particolare analizzato, essendo la matrice  $M$  quadrata e di rango pieno, la soluzione al problema è, come noto dalla teoria sui sistemi di controllo, la sua inversa. Si ha cioè che  $M^+ = M^{-1}$ . Si può dunque scrivere in maniera esplicita, per il caso particolare in cui  $N_{prop} = 4$ , la relazione tra le forze ai motori e le richieste di comando come

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} &= M^{-1} \begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{4\mu} & 0 & \frac{1}{2l\mu} & -\frac{1}{4\kappa} \\ \frac{1}{4\mu} & -\frac{1}{2l\mu} & 0 & \frac{1}{4\kappa} \\ \frac{1}{4\mu} & 0 & -\frac{1}{2l\mu} & -\frac{1}{4\kappa} \\ \frac{1}{4\mu} & \frac{1}{2l\mu} & 0 & \frac{1}{4\kappa} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{4\mu} \begin{bmatrix} 1 & 0 & \frac{2}{l} & -\mu\kappa^{-1} \\ 1 & -\frac{2}{l} & 0 & \mu\kappa^{-1} \\ 1 & 0 & -\frac{2}{l} & -\mu\kappa^{-1} \\ 1 & \frac{2}{l} & 0 & \mu\kappa^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} \end{aligned}$$

I comandi in ingresso alla matrice di allocazione possono provenire, ovviamente, sia direttamente dal pilota, per un volo completamente in manuale, che da un eventuale controllore o da una composizione dei due (es. volo con controllore di quota attivo). Si tenga presente che nei voli reali, vi è sempre attivo almeno il controllo di assetto che regola, in funzione dei riferimenti provenienti dal pilota, l'assetto del velivolo.